

Diseño y optimización de una plataforma para multirrotores

Trabajo Fin de Grado – Ingeniería Mecánica



Autor: Alejandro López de Pedro
Tutor: Federico Martín de la Escalera
U. CARLOS III DE MADRID

AGRADECIMIENTOS

Quiero brindar mi más sincero agradecimiento al tutor de este proyecto, D. Federico Martín de la Escalera, por haberme ayudado en el desarrollo del Trabajo de Fin de Grado (TFG).

Agradezco además a mis padres, Esther y Manuel, y a mi hermana, Aida, por haberme dado todo su apoyo durante mis estudios universitarios.

Agradezco, así mismo, a todos los profesores del Grado en Ingeniería Mecánica de la Universidad Carlos II por haber compartido conmigo y mis compañeros todo su conocimiento.

Finalmente, no me quiero olvidar de todos los compañeros de grado que día tras día me han ayudado y colaborado conmigo para superar todos y cada uno de los escollos que se nos han presentado durante estos años universitarios.

A todos ellos, gracias.



ÍNDICE

1.	Introducción	7
2.	Funcionamiento	9
3.	Estado del arte	12
4.	Normativa aplicable	14
5.	Objetivo del proyecto	20
6.	Abaqus	22
6.1	Introducción a Abaqus	22
6.2	Método de elementos finitos	22
6.3	Módulos de Abaqus	25
7.	Proceso del diseño del brazo	31
7.1	Módulo <i>Part</i>	31
7.2	Módulo <i>Property</i>	33
7.3	Módulo <i>Assembly</i>	35
7.4	Módulo <i>Step</i>	35
7.5	Módulo <i>Load</i>	36
7.6	Módulo <i>Mesh</i>	38
7.7	Resultados (Módulos <i>Job</i> y <i>Visualization</i>)	39
7.8	Módulo <i>Optimization</i>	41
8.	Diseño final del brazo	46
8.1	Comparación entre los dos casos.	48
9.	Proceso de diseño del cuerpo del dron	51
9.1	Bases para el diseño del cuerpo	51
9.2	Diseño del cuerpo	51
9.3	Estudio del cuerpo	52
9.4	Cálculos del cuerpo	54
10.	Proceso de diseño del tren de aterrizaje	57
10.1	Diseño de la estructura del tren de aterrizaje	57
10.2	Fuerzas y mallado en el tren de aterrizaje	58
10.3	Resultados tren aterrizaje	59
11.	Detalles estructurales del dron	61

12.	Material	63
13.	Uniones	66
14.	Método de fabricación	69
15.	Diseño de la configuración de componentes.....	71
15.1	Motores	71
15.2	Variadores	73
15.3	Baterías	75
15.4	Hélices	77
16.	Cálculo de componentes	79
16.1	Herramienta de cálculo “eCalc”	79
16.2	Introducción al diseño de componentes	81
16.3	Inicio de la elección de componente. Baterías	82
16.4	Desarrollo de la elección de componentes.....	85
17.	Aplicaciones.....	92
18.	Presupuesto	95
19.	BIBLIOGRAFÍA	98
	BIBLIOGRAFÍA DE IMÁGENES	99

Índice de figuras

Figura 1. Evolución de las publicaciones de patentes de drones.....	8
Figura 2. Configuración de rotores para diferentes movimientos	9
Figura 3. Esquema de la configuración del circuito de un dron	10
Figura 4. Dron DJI Inspire 1	12
Figura 5. Diagrama de flujo de la optimización de la estructura	20
Figura 6. Diagrama de flujo para la optimización de la configuración	21
Figura 7. Cuerpo sólido sometido a cargas y desplazamientos.	23
Figura 8. Cuerpo discretizado sometido a cargas y desplazamientos exteriores	24
Figura 9. Cuadros para la creación de una parte en Abaqus	26
Figura 10. Cuadro de creación de material en Abaqus.....	27
Figura 11. Cuadro de creación de ensamblaje en Abaqus	28
Figura 12. Cuadros de creación de cargas y condiciones de contorno en Abaqus	29
Figura 13. Cuadros de creación de optimización en Abaqus	30
Figura 14. Vista isométrica de la pieza inicial	32
Figura 15. Visualización de la pieza inicial en plano XY	32
Figura 16. Visualización de la pieza inicial en el plano XZ.....	33
Figura 17. Valores introducidos en el módulo Property de Abaqus	34
Figura 18. Cuadro del módulo Assembly en el proceso de diseño del brazo.....	35
Figura 19. Cuadro del módulo Step en el proceso de diseño del brazo	36
Figura 20. Vista de la distribución de cargas en la pieza inicial	38
Figura 21. Cuadros del módulo Mesh para la pieza inicial.....	38
Figura 22. Vista del mallado obtenido para la pieza inicial.....	39
Figura 23. Vista de las tensiones de Von Mises para la pieza inicial.....	40
Figura 24. Vista de las deformaciones en la pieza inicial	40
Figura 25. Cuadro de variables para el módulo Optimization	42
Figura 26. Cuadros de asignación de respuestas para el módulo Optimization	42
Figura 27. Vista de la optimización en la iteración número 5.....	43
Figura 28. Vista de la optimización en la iteración número 10.....	43
Figura 29. Vista de la optimización en la iteración número 15.....	44
Figura 30. Vista de la optimización en la iteración número 20.....	44
Figura 31. Vista simétrica de la optimización en la iteración número 20	45
Figura 32. Vista del diseño final del brazo en el plano XY.....	46
Figura 33. Vista del diseño final del brazo en el plano XZ.....	46
Figura 34. Vista isométrica del diseño final del brazo	47
Figura 35. Vista de las tensiones de Von Mises en la pieza final	49
Figura 36. Vista de los desplazamientos en la pieza final	49
Figura 37. Vista del cuerpo en el módulo Part	52
Figura 38. Vista de las cargas aplicadas en el cuerpo en el módulo Load	54
Figura 39. Vista de los valores de la tensión de Von Mises en el cuerpo.....	55
Figura 40. Vista de los valores de la deformación en el cuerpo	55
Figura 41. Vista isométrica del tren de aterrizaje en Abaqus	57
Figura 42. Vista de las fuerzas en el tren de aterrizaje	58
Figura 43. Vista de los desplazamientos en el tren de aterrizaje	59
Figura 44. Vista de las tensiones de Von Mises en el tren de aterrizaje.....	60
Figura 45. Detalle de la unión cuerpo-brazo	61

Figura 46. Vista de las modificaciones para el cableado de los motores	62
Figura 47. Tapa del cuerpo	62
Figura 48. Representación de una molécula de amida.....	63
Figura 49. Propiedades mecánicas y térmicas del PA66	64
Figura 50. Propiedades generales y de proceso del PA66	65
Figura 51. Maquinaria utilizada en proceso de inyección por molde	69
Figura 52. Esquema de partes de un motor brushless	72
Figura 53. Circuito de eléctrico en el interior de un motor brushless	72
Figura 54. Conexión de variador.....	74
Figura 55. Conexión de variador con BEC.....	75
Figura 56. Baterías en paralelo	76
Figura 57. Baterías en serie	77
Figura 58. Muestra de paso de hélice	78
Figura 59. Pantalla principal de "eCalc".....	80
Figura 60. Base de datos de baterías.....	83
Figura 61. Motor y hélices utilizadas en el modelo	90
Figura 62. Vista isométrica del dron completo.....	91
Figura 63. Vista frontal del dron completo.....	91
Figura 64. Cámara del dron	93

Índice de tablas

Tabla 1. Características del DJI Inspire 1	13
Tabla 2. Dimensiones de la pieza base	33
Tabla 3. Datos de los tornillos	67
Tabla 4. Coeficientes de seguridad para las uniones	67
Tabla 5. Configuración de baterías	84
Tabla 6. Componentes del modelo I para la configuración	86
Tabla 7. Componentes del modelo II para la configuración	86
Tabla 8. Componentes del modelo III para la configuración	87
Tabla 9. Comparación de los modelos para las configuraciones	89
Tabla 10. Características de vuelo del dron	92
Tabla 11. Datos de la cámara	93
Tabla 12. Presupuestos de producción por dron para lotes de 100 y 1000 unidades	95
Tabla 13. Cálculo del precio total por dron	96
Tabla 14. Comparación de inversiones	97

1. Introducción

El objetivo principal de este proyecto es el diseño y optimización de la estructura de un multirrotor, más concretamente de un tetra rotor o cuadróptero,

Este tipo de vehículos son conocidos como Vehículos Aéreos No Tripulados (VANT), Unmanned Aerial Vehicle, por sus siglas en inglés UAV, o comúnmente como drones. El hecho de que estos vehículos no sean tripulados y se puedan manejar por control remoto los convierte en herramientas cada vez más imprescindibles tanto en el campo militar, como en el civil y profesional, ya que tienen múltiples aplicaciones, tales como el acceso a zonas peligrosas, salvamento, monitorización, seguridad y control, auditoría de siniestros, cartografía o incluso transporte de mercancías.

A pesar de que los primeros vehículos no tripulados datan de principios del siglo XX, más concretamente del final de la primera Guerra Mundial, no ha sido hasta los últimos 10 años, cuando gracias al ver el potencial que podían llegar a tener y a las investigaciones que se han llevado a cabo para mejorar el diseño y las prestaciones de los mismos, que han sufrido una evolución extraordinaria, aunque hoy día se puede decir que todavía queda mucho por avanzar en su diseño. Sin embargo, cabe destacar que el principal inconveniente de la utilización de este tipo de vehículos es el tiempo de vuelo, que en la mayoría de los casos suele oscilar entre los 10 y 20 minutos, debido principalmente a la capacidad de las baterías. Sin embargo, no cabe duda de que en los próximos 10 años esta tecnología avanzará y tendremos que acostumbrarnos a ver drones sobrevolando nuestras cabezas.

Como ejemplo de la evolución del interés por los drones en las últimas décadas podemos ver, como se muestra en el gráfico de la figura 1, que el número de patentes se ha casi triplicado en apenas 5 años.

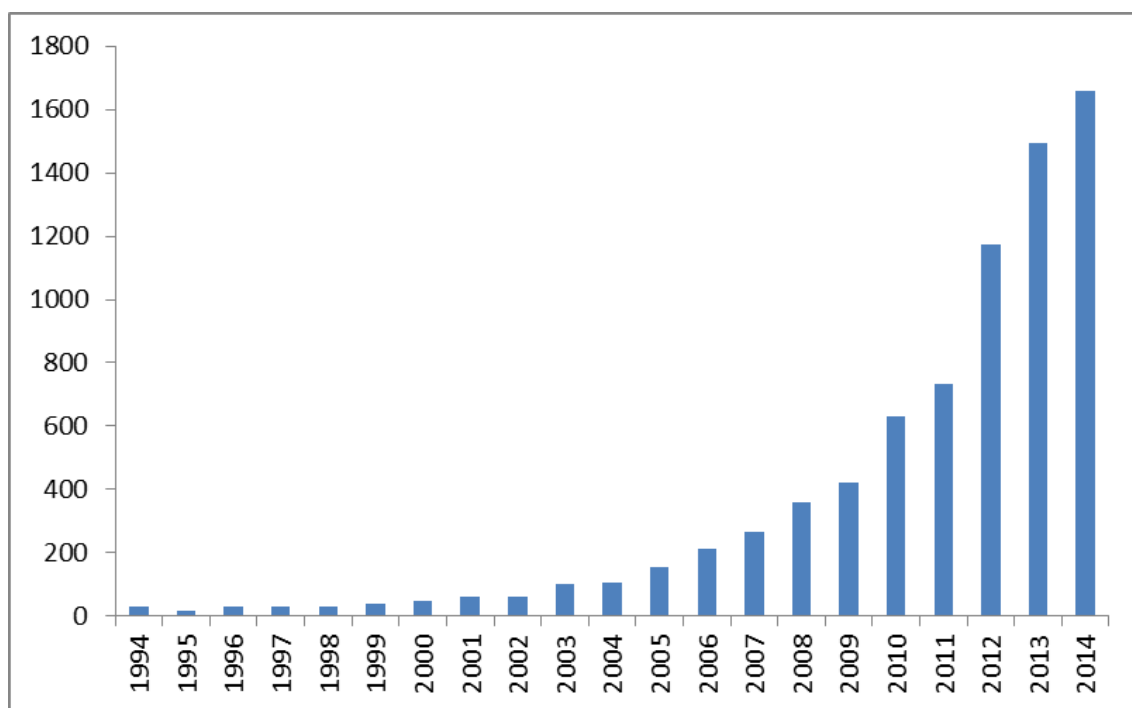


Figura 1. Evolución de las publicaciones de patentes de drones

- **Sustentación.** Es el efecto por el cual el dron puede suspenderse en el aire. Este efecto se produce cuando todos los motores giran con las mismas revoluciones. Si lo hacen con un número de revoluciones altas el dron subirá, mientras que si lo hacen con numero bajo, se producirá un descenso de la altura del dron.
- **Viraje.** Es el giro del dron en torno al eje que atraviesa su centro de masas. Este giro puede ser en dos sentidos, horario y anti horario. Los motores, como se ha comentado previamente, están acoplados dos a dos, es decir que dos giran en sentido horario y los otros dos en sentido contrario. Para que, por ejemplo, se produzca un viraje en sentido anti horario se deben aumentar las revoluciones de los motores que giran con sentido horario.

Una vez comprendido el método que utilizan los drones para moverse, es conveniente realizar una explicación a gran escala de los componentes necesarios para que esto ocurra. En un primer momento, se contará brevemente la función de cada uno sin entrar en detalles ya que posteriormente se profundizará en ello.

El circuito principal de un dron está formado por los siguientes componentes: Motores, Variadores o ESC, Baterías y Controladores de vuelo.

Este circuito principal se encuentra conectado como se explica en la Figura 3.

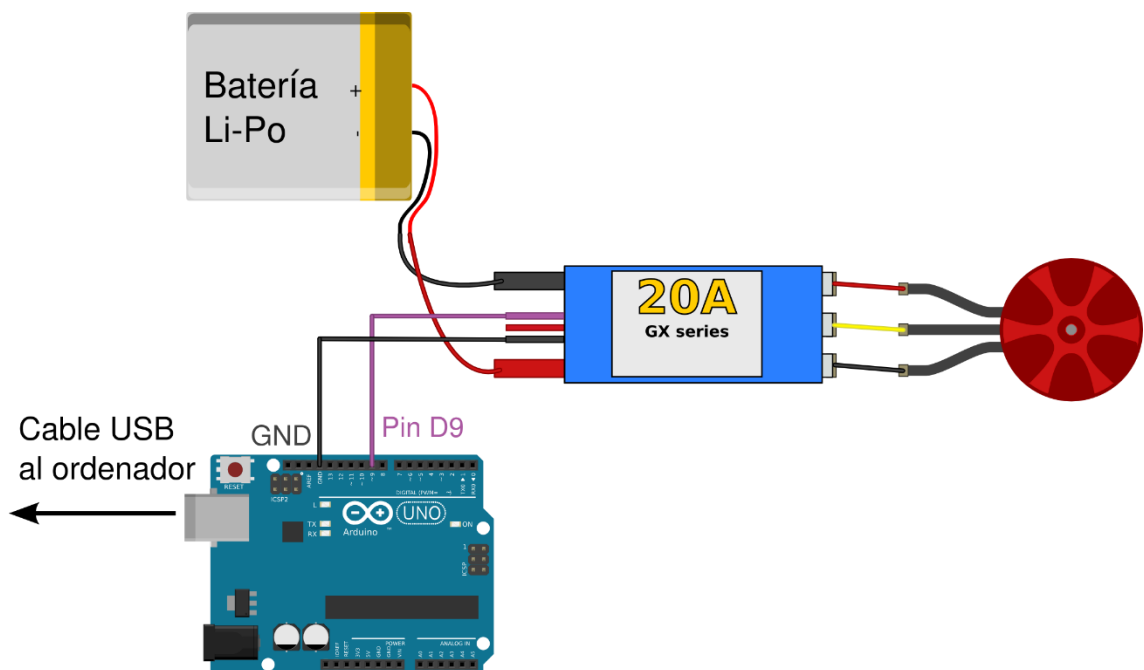


Figura 3. Esquema de la configuración del circuito de un dron

- Motores. Son los componentes encargados de producir las fuerzas que permiten el movimiento del dron. Esta fuerza se crea cuando el giro del rotor del motor es transferido a las hélices que van ancladas a este.
- Variadores. Su función es la de cambiar el tipo de voltaje que dan las baterías, corriente continua, en el tipo de voltaje que necesita el motor, corriente alterna.
- Baterías. Se encargan de almacenar y suministrar la energía necesaria para el dron funcione. Van directamente conectadas a los variadores.
- Controlador. Es el encargado de transformar las señales enviadas desde el mando de control en señales que actúen directamente en el dron. Su fundamento es puramente electrónico e ira conectado directamente tanto al variador como a los diferentes componentes externos al circuito principal del dron.

Aparte del circuito principal, la otra parte indispensable del dron es su marco o estructura. El marco será el encargado de soportar y fijar todas las partes ya mencionadas previamente. No solo deberá ser capaz de albergar estas partes, sino que será necesario que el marco soporte los esfuerzos que aparecen en este debido a las fuerzas actuantes.

3. Estado del arte

En cualquier proceso de diseño es necesario seguir varios pasos, todos ellos fundamentales. Uno de ellos es la definición del estado del arte, cuya formulación es necesaria para realizar una correcta visualización de los factores a resolver en el problema. La realización del estado del arte permite establecer comparaciones con otros proyectos similares y compartir dicha información. Mediante esta información podrán obtenerse distintos puntos de vista desde los que abordar el problema, pudiendo así obtener múltiples alternativas para el estudio del problema.

Para la realización del estado del arte en este caso se va a realizar una descripción de uno de los drones de grabación más avanzado, el DJI Inspire 1.

Este tipo de dron, debido a sus buenas cualidades de vuelo, no solo tendrá como función la grabación en un ámbito de ocio, sino que podrá ser utilizado para funciones profesionales.



Figura 4. Dron DJI Inspire 1

El dron DJI Inspire 1 incluye una cámara de grabación que posibilita visualizar las imágenes en directo a través de una pantalla. La pantalla es portátil, permitiendo así a una persona encargarse del pilotaje del dron, mientras otra observa las imágenes. Este tipo de grabación crea un gran abanico de posibilidades respecto a fines profesionales que pueda tener el dron.

Una de las aplicaciones profesionales que este tipo de vehículos no tripulados puede tener es la de identificación de focos de incendio, haciendo así más sencilla su extinción. La posibilidad de poder tomar imágenes desde un punto de referencia alto permite la captación de un amplio campo de visión, el cual sería imposible tener sin la presencia de estos aparatos.

A continuación, se muestra una Tabla 1 con las características principales de este dron. De la misma se podrán extraer algunos de los datos que posteriormente serán útiles en el desarrollo de este proyecto.

Tabla 1. Características del DJI Inspire 1

Peso del modelo (Kg)	2935
Tiempo de vuelo aproximado (min)	15
Dimensiones (mm)	438x451x301
Velocidad máxima (Km/h)	71
Tipo de batería	LiPo 6s
Potencia del motor (Kv)	350
Precio (€)	4300

Observando los valores de las propiedades en la tabla anterior se tendrán dos objetivos para la resolución de este proyecto. El primero de ellos estará relacionado con la masa del vehículo, para la cual se fijará un límite de 3 Kg. El segundo objetivo será incrementar el tiempo de vuelo, buscando un valor superior a los 15 minutos. El resto de propiedades servirán como orientación para el desarrollo de estos dos objetivos.

4. Normativa aplicable

Como resultado de la aparición de múltiples aplicaciones para el uso de los UAV, nace la necesidad de la creación de una normativa que permita regularizar este tipo de vehículos. Es fundamental marcar una serie de requisitos mínimos relativos al funcionamiento, la titulación del piloto y el mantenimiento de los vehículos. Además, también será necesario establecer algunas exigencias respecto al vuelo en sí, tales como la planificación de este o la obtención de un permiso para poder volar en una zona.

En España, el reglamento, regulado a través del Boletín Oficial del Estado, fue aprobado y publicado en el BOE A-2014-10-51-17. A continuación, se va a realizar un resumen en el que se incluirán los apartados más determinantes para el caso que en este proyecto se trata.

❖ Definición de aeronave:

a) Toda construcción apta para el transporte de personas o cosas capaz de moverse en la atmósfera a merced a las reacciones del aire, sea o no más ligera que éste y tenga o no órganos moto-propulsores.

b) Cualquier máquina pilotada por control remoto que pueda sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

❖ Acerca de las operaciones de aeronaves civiles controladas por control remoto:

1. El responsable de la aeronave y de la operación y del cumplimiento de la normativa, incluso de la protección de datos o la toma de imágenes aéreas, o daños causados por la aeronave es el piloto u operador aun cumpliendo esta normativa, ya que no le exime de ninguna responsabilidad.

2. Las aeronaves civiles pilotadas por control remoto cuya masa máxima al despegar sea mayor de 25 kg deben estar inscritas en el Registro de matrícula de aeronaves y deben tener un certificado de aeronavegabilidad.

Quedan exentas de cumplir estos requisitos las aeronaves civiles pilotadas por control remoto con una masa máxima al despegar igual o inferior.

❖ Respecto a las zonas en las que las estas aeronaves pueden operar:

Sólo se podrán operar en zonas fuera de ciudades, pueblos o lugares habitados o de aglomeraciones de viviendas o zonas de reuniones de personas al aire libre, en espacio aéreo no controlado.

Más allá del alcance visual del piloto, dentro del alcance de la emisión por radio de la estación de control y a una altura máxima sobre el terreno no mayor de 400 pies (120 m).

Siempre y cuando estos vehículos estén pilotados por control remoto y con masa máxima a la hora de despegar sean inferiores a 2 kg y siempre que tengan medios para poder conocer la posición de la misma.

❖ En cuanto a las exigencias para volar este tipo de aeronaves:

a) La realización de los vuelos estará condicionada a la emisión de un NOTAM por el proveedor de servicios de información aeronáutica, solicitado por el operador de la aeronave y que, a su vez habilitado para ello, para informar de la operación al resto de los usuarios del espacio aéreo de la zona.

Dependiendo de su masa máxima en el despegue:

b) Las aeronaves civiles pilotadas por control remoto cuya masa máxima al despegue no sea mayor de 25 kg, sólo podrán volar en zonas fuera de aglomeraciones de edificios, ciudades, pueblos o lugares habitados o de reuniones de personas al aire libre, en espacio aéreo no controlado, dentro del alcance visual del piloto, a una distancia de éste no mayor de 500 m y a una altura sobre el terreno no mayor de 400 pies (120 m).

c) Las aeronaves civiles pilotadas por control remoto cuya masa máxima al despegar sea mayor a 25 kg y no sea superior a 150 kg y o igual o superior a 150 destinadas a actividades de lucha contra incendios o búsqueda y salvamento, sólo podrán operar, con las condiciones y limitaciones que se establecen en su certificado de aeronavegabilidad emitido por la AESA, en un espacio aéreo no controlado.

❖ Los requisitos tanto de la nave como del operador son:

1. Que el operador tenga a mano la documentación con las características de la aeronave que vaya a utilizar, con la definición de su configuración, características y prestaciones.

2. Que se disponga de un Manual de operaciones que establezcan los procedimientos de la operación.
3. Que haya realizado un estudio aeronáutico de seguridad de la operación, en el que conste que puede realizarse con seguridad.
4. Que se hayan realizado satisfactoriamente los vuelos de prueba que resulten necesarios para demostrar que la operación puede realizarse con seguridad.
5. Que se haya un programa de mantenimiento de la aeronave, ajustándose a las recomendaciones del fabricante.
6. Que la aeronave esté pilotada por pilotos que cumplan los requisitos establecidos en esta normativa.
7. Se exigirá a los operadores de las aeronaves civiles, una póliza de seguro o otra garantía financiera que cubra la responsabilidad civil frente a terceros por daños que puedan producir las aeronaves o como resultado de la realización del vuelo, según los límites de cobertura que se establecen en el Real Decreto 37/2001, de 19 de enero, por el que se actualiza la cuantía de las indemnizaciones por daños previstas en la Ley 48/1960, de 21 de julio, de Navegación Aérea, para las aeronaves de peso inferior a 20 kilogramos de peso máximo al despegue.
8. Que se hayan adoptado medidas para proteger a la aeronave de interferencias ilícitas durante las operaciones, como del enlace de radio y de evitar el acceso de personal no autorizado a la estación de control y a la ubicación de almacenamiento de la aeronave.
9. Que la operación se realice a una distancia mínima de 8 km de cualquier aeropuerto o aeródromo.

❖ Respecto al tipo de vuelos permitidos:

Podrán realizarse los siguientes tipos de vuelos por aeronaves civiles pilotadas por control remoto, de día y en condiciones meteorológicas aceptables en un espacio aéreo no controlado, dentro del alcance visual del piloto, o, en otro caso, en una zona del espacio aéreo separada y siempre en zonas fuera de aglomeraciones de edificios en ciudades, pueblos o lugares habitados o de reuniones de personas al aire libre:

- a) Vuelos de prueba de producción y de mantenimiento, realizados por fabricantes u organizaciones dedicadas al mantenimiento.
- b) Vuelos de demostración no abiertos al público, dirigidos a grupos cerrados de asistentes a un determinado evento o de clientes potenciales de un fabricante u operador.
- c) Vuelos para programas de investigación, nacionales o europeos, en los que se trate de demostrar la viabilidad de realizar determinada actividad con aeronaves civiles pilotadas por control remoto.
- d) Vuelos de desarrollo en los que se trate de poner a punto las técnicas y procedimientos para realizar una determinada actividad con aeronaves civiles pilotadas por control remoto previos a la puesta en producción de esa actividad.
- e) Vuelos de I+D realizados por fabricantes para el desarrollo de nuevos productos.
- f) Vuelos de prueba necesarios para demostrar que las actividades solicitadas conforme al apartado 3 pueden realizarse con seguridad.

❖ Autorizaciones necesarias para las operaciones:

En los casos en los que el vuelo se vaya a realizar por un piloto no sujeto a la supervisión de AESA, deberá disponer de una autorización de la autoridad aeronáutica del país de origen donde se vaya a realizar dicha operación y acreditarla ante AESA.

❖ Requisitos para los pilotos u operadores de las aeronaves:

- a) Ser titulares de cualquier licencia de piloto, incluyendo la licencia de piloto de ultraligero, emitida conforme a la normativa vigente, o haberlo sido en los últimos cinco años y no haber sido desposeídos de la misma en virtud de un procedimiento sancionador.
- b) Demostrar de forma indiscutible que disponen de los conocimientos teóricos necesarios para la obtención de cualquier licencia de piloto, incluyendo la licencia de piloto de ultraligero.

❖ En el caso de las aeronaves de masa máxima al despegue inferior a 25 kg, deberán disponer:

1. Para volar dentro del alcance visual del piloto:

Un certificado básico para el pilotaje de aeronaves civiles pilotadas por control remoto, emitido por una organización de formación aprobada, conforme al anexo VII del Reglamento (UE) n.º 1178/2011 de la Comisión, de 3 de noviembre de 2011,

Por el que se establecen requisitos técnicos y procedimientos administrativos relacionados con el personal de vuelo de la aviación civil, que confirme que dispone de los conocimientos teóricos necesarios en las materias de:

2. Para volar más allá del alcance visual del piloto:

De certificado avanzado para el pilotaje de aeronaves civiles pilotadas por control remoto, emitido por una organización de formación aprobada, conforme al anexo VII del Reglamento (UE) n.º 1178/2011 de la Comisión, que acredite además de los conocimientos teóricos señalados en el número 1.º, conocimientos de servicios de tránsito aéreo y comunicaciones avanzadas.

❖ Otros requerimientos que el piloto deberá acreditar:

1. Tener 18 años de edad cumplidos.

2. Los pilotos que operen aeronaves de hasta 25 kilos de masa máxima al despegue deberán ser titulares, como mínimo, de un certificado médico que se ajuste a lo previsto en el apartado MED.B.095 del anexo IV, Parte MED, del Reglamento (UE) número 1178/2011 de la Comisión, de 3 de noviembre de 2011, por el que se establecen requisitos técnicos y procedimientos administrativos relacionados con el personal de vuelo de la aviación civil en virtud del Reglamento (CE) n.º 216/2008 del Parlamento Europeo y del Consejo, en relación a los certificados médicos para la licencia de piloto de aeronave ligera (LAPL).

3. Los pilotos que operen aeronaves de una masa máxima al despegue superior a 25 kilos deberán ser titulares como mínimo de un certificado médico de Clase 2, que se ajuste a los requisitos establecidos por la sección 2, de la subparte B, del anexo IV, Parte MED.

❖ Plazos y requerimientos paros para operaciones programadas:

El ejercicio de las operaciones previstas por aeronaves cuya masa máxima al despegue sea igual o inferior a 25 kg se deberá comunicar a la AESA con mínimo cinco días antes al día del inicio de la operación.

La comunicación previa deberá contener:

- a) Los datos identificativos del operador, de las aeronaves que vayan a utilizarse en la operación y de los pilotos que la realicen, así como de sus acreditaciones y requisitos necesarios.
- b) La descripción y caracterización de las aeronaves, incluyendo la definición de su configuración, características y prestaciones.
- c) El tipo de trabajos técnicos o científicos que se vayan a desarrollar o los vuelos que se van a realizar, así como de las características de la operación.
- d) Las condiciones o limitaciones que se van a establecer en la operación o vuelo para garantizar la seguridad.

❖ Para aeronaves con masa máxima que exceda a 25kg en el despegue:

Estará pendiente a la previa autorización de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea. La solicitud de autorización y sus modificaciones deberá tener el contenido mínimo del apartado anterior. La comunicación previa o autorización de la realización de los trabajos técnicos o científicos se habilitan por tiempo indefinido.

En el caso de las operaciones que necesiten comunicación previa una vez haya pasado el plazo de cinco días, deberán ceñirse al cumplimiento de los requisitos exigidos además mantener su cumplimiento.

5. Objetivo del proyecto

El objetivo principal de este trabajo es el diseño del marco o estructura, más concretamente del brazo que soporta los motores. El diseño se centra en el brazo ya que es éste el que albergará los mayores esfuerzos, ya que es el elemento del dron en la que se producen las fuerzas.

En cuanto al resto de componentes, se va hacer hincapié en la elección de cada uno ya que estos son igualmente indispensables a la hora de realizar cálculos reales de vuelo del dron.

Como todo proceso de diseño, se necesitará fijar algunos límites sobre los que partir, para así poder realizar una correcta optimización del problema. En este caso, se impondrán dos límites: uno será sobre el peso y el otro sobre el tiempo de vuelo del vehículo. Cada uno de estos límites servirá para enfocar la optimización en los dos caminos requeridos. Por un lado, el límite de peso, servirá para optimizar la pieza, mientras que el límite de tiempo de vuelo servirá para optimizar la configuración de componentes del vehículo.

Respecto a los límites impuestos para el inicio de los cálculos necesarios, los valores que éstos tomarán serán de 3kg en el caso de la masa y 15 minutos en la duración de vuelo. El valor límite de 3Kg para la masa, como ya se ha indicado, significa que el valor final del peso de la estructura debe ser inferior a éste. Además, dicho valor servirá para realizar una primera suposición de masa, lo que permitirá calcular las cargas a las que la estructura estará sometida. En cuanto al límite de 15 minutos en la duración de vuelo, se trata de un mínimo. Por lo que no se tomará como válida ninguna configuración que no supere este límite.

En el siguiente diagrama de flujo, figura 5, se muestra a grandes rasgos el proceso de optimización que se llevará a cabo para la obtención de la estructura final.

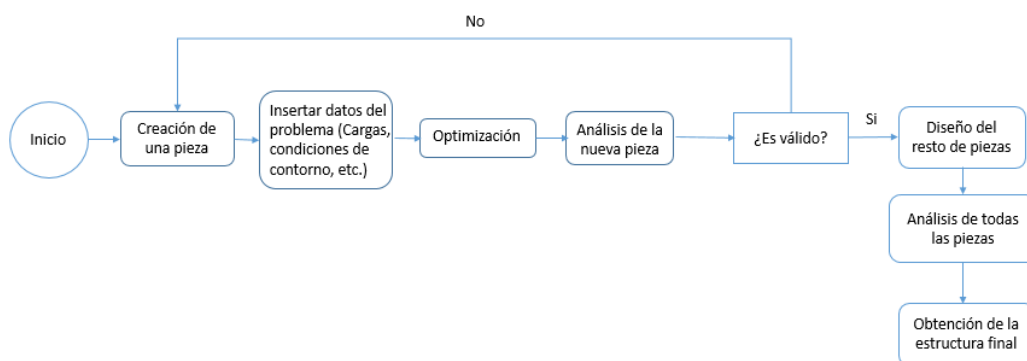


Figura 5. Diagrama de flujo de la optimización de la estructura

Para comprender el proceso de optimización estructural llevado a cabo mediante el programa CAE de cálculo por elementos finitos, *ABAQUS*, es necesario realizar una explicación teórica de dicho proceso.

Primeramente, se procederá a dar una breve introducción teórica del programa *Abaqus*. Posteriormente, se explicará el funcionamiento de sus módulos de trabajo, haciendo especial hincapié en el módulo de optimización, pues es a través del mismo del que se podrá obtener el diseño final de la estructura del dron.

En el siguiente diagrama de flujo, figura 6, se muestra el proceso a seguir para la obtención del modelo final en relación al tiempo mínimo de vuelo requerido.

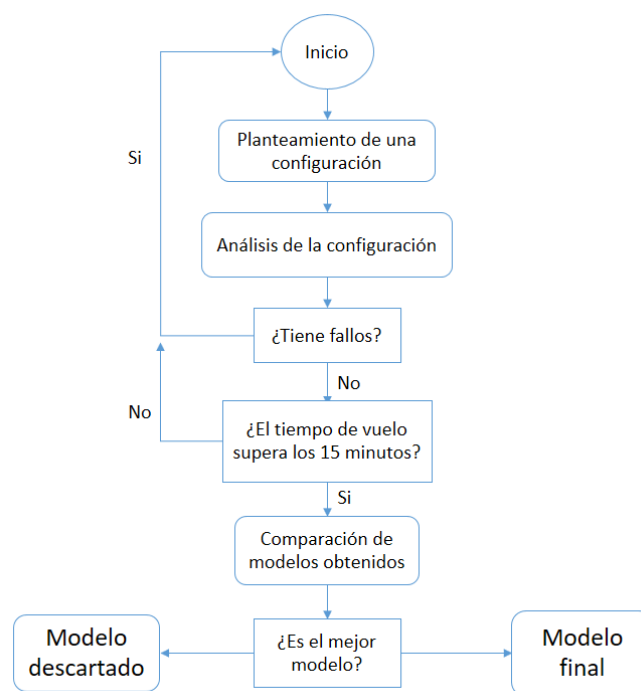


Figura 6. Diagrama de flujo para la optimización de la configuración

Para llevar a cabo el proceso de optimización referido a la configuración de los componentes se va a utilizar la herramienta de cálculo “eCalc”. Debido a que esta herramienta requiere un conocimiento previo de su *modus operandi*, posteriormente se realizará una introducción en la que se explicará las principales características de dicha herramienta.

6. Abaqus

6.1 Introducción a Abaqus

El cálculo del marco estructural del dron se va a hacer a través del programa de ordenador *Abaqus*. Este programa permite al usuario realizar análisis ingenieriles sobre geometrías creadas o importadas. El método utilizado para la resolución del cálculo es el de elementos finitos.

El proceso de resolución del método de elementos finitos es muy complejo. Este factor hace que su resolución manual no sea rentable debido al tiempo empleado. *Abaqus* permite al usuario la obtención de los resultados de dicho cálculo, pudiendo observar el comportamiento de cuerpo sometido a ciertas cargas. El hecho de poder realizar cálculos virtualmente permite evitar ensayos durante el proceso de diseño. Este tipo de ensayos aumentarían tanto el tiempo como el presupuesto empleado en el proceso de diseño debido a que es necesario fabricar las piezas y someterlas al test necesario.

Para realizar un correcto uso del programa será indispensable conocer el material que se va a utilizar para la construcción del cuerpo a estudiar, así como la carga a la que va a ser sometida la estructura y las condiciones de contorno. Así mismo, será necesario crear una geometría de partida sobre la que se aplicaran las condiciones previamente citadas. Finalmente, tras realizar un mallado sobre la geometría, el programa calculará mediante el método de elementos finitos las propiedades que previamente el usuario haya solicitado.

Como se acaba de indicar, el método de elementos finitos es el método utilizado por *Abaqus* para llevar a cabo los análisis. Este método requiere de una explicación previa que, sin duda, simplificará el entendimiento del funcionamiento del programa.

6.2 Método de elementos finitos

El método de elementos finitos permite la determinación de los valores de las tensiones y las deformaciones de un cuerpo definido sometido a ciertas cargas y desplazamientos. Es necesario conocer tanto la geometría como las propiedades de los materiales que formen el cuerpo.

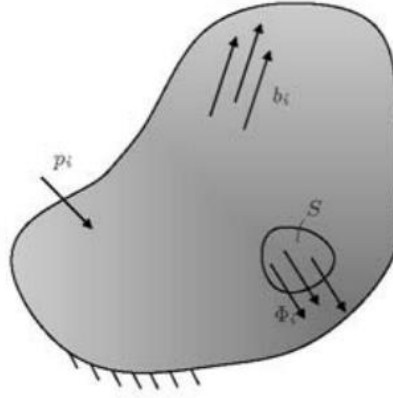


Figura 7. Cuerpo sólido sometido a cargas y desplazamientos.

En la figura 7 se muestra un ejemplo de un sólido sometido a cargas y desplazamientos. Al tratarse de un cuerpo sólido, se puede aplicar el Principio de los Trabajos Virtuales para la obtención de las ecuaciones de equilibrio.

Según el Principio de los Trabajos Virtuales, el trabajo realizado por cualquier fuerza externa que provoque un desplazamiento virtual, debe ser igual al trabajo realizado por las tensiones internas. Según la forma integral:

$$\int_V \sigma_{ij} \delta \varepsilon_{ij} dV = \int_V b_i \delta u_i dV + \int_S \phi_i \delta u_i dS$$

En la anterior ecuación, el primer término equivale al trabajo realizado por las tensiones y deformaciones internas del cuerpo. Mientras que el segundo término representa el trabajo realizado por las cargas y los desplazamientos exteriores.

Una vez definidas las ecuaciones de equilibrio, se debe buscar un dominio sobre el que éstas se puedan aplicar. Las irregularidades del contorno del sólido inicial hacen necesario una discretización del sólido que divide éste en distintos elementos conectados entre sí por nodos, como se muestra en la figura 8.

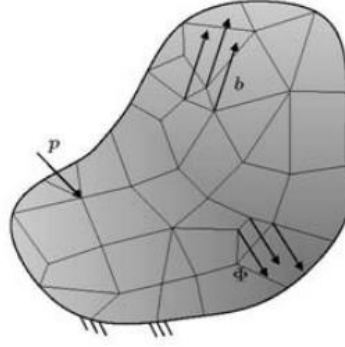


Figura 8. Cuerpo discretizado sometido a cargas y desplazamientos exteriores

Para obtener los resultados en cada uno de los elementos se debe interpolar los resultados que se obtendrán en todos los nodos que rodean a dicho elemento. La manera de obtener las funciones de interpolación es mediante la Función de Forma, que se aplicará al caso de los desplazamientos:

$$u = \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix} = N_a d_a$$

Donde el vector u se refiere al vector de desplazamiento en el interior de cada elemento, N_a es la matriz de las funciones de interpolación de cada elemento y d_a es el vector que contiene los desplazamientos de cada uno de los nodos que forman el elemento.

A continuación, se debe escribir la fórmula del Principio de los Trabajos Virtuales en forma matricial:

$$\int_V \delta \varepsilon^T \sigma dV = \int_V \delta u^T b dV + \int_S \delta u^T \phi dS + \delta d^T p$$

Donde el último término se contiene las cargas en cada uno de los nodos. Introduciendo de forma matricial las funciones de interpolación en la ecuación de los trabajos virtuales y simplificando, finalmente, se obtiene:

$$\int_V B^T C B dV d^e = \int_V N^T b dV + \int_S N^T \phi_i dS + p$$

Simplificando los términos de la ecuación se obtiene:

$$\int_V B^T C B dV = K^e \qquad \int_V N^T b dV + \int_S N^T \phi_i dS + p = f^e$$

Que en su forma matricial puede escribirse como:

$$K^e d^e = f^e$$

Donde K^e es la matriz de rigidez, f^e es el vector que contiene las cargas nodales y d^e el vector que contiene los grados de libertad de cada nodo.

Estos parámetros solo representan los cálculos realizados en un solo elemento. Sin embargo, se pueden escribir en sistemas globales, expresando la ecuación como un sumatorio de los N_e elementos.

$$K = \sum_{e=1}^{N_e} K^e \quad f = \sum_{e=1}^{N_e} f^e$$

Finalmente se puede escribir en sistemas globales y abarcando el sólido completo:

$$Kd = f$$

Mediante la resolución de esta ecuación, que contiene tanto las cargas como los grados de libertad y las matrices de rigidez de todos los elementos en los que el cuerpo ha sido discretizado, el programa obtiene una solución analítica. Mostrando gráficamente el comportamiento de cada uno de los elementos.

6.3 Módulos de Abaqus

Abaqus trabaja con una serie de módulos, en los que el usuario debe introducir todos los datos del problema, tales como geometría material o condiciones de contorno. Una vez introducidos, el programa puede proceder a ejecutar las distintas funciones necesarias para la realización del análisis del modelo.

Cada uno de estos módulos requiere de una breve explicación, de manera que se entienda correctamente el proceso seguido para obtener una solución final en el proyecto que aquí se trata.

- **Módulo *Part*.** Este es el primer módulo que aparece en la ventana principal de *Abaqus*, y es que este es el modulo en el que se diseña la geometría. Antes de proceder a dibujar, *Abaqus* abre una ventana en la que se debe elegir entre varias posibilidades. Primero, nos da a elegir el espacio del modelado, pudiendo elegir entre 2D, 3D o axial simétrico. Posteriormente, se debe elegir el tipo de parte entre deformable, rígido discreto, rígido

analítico o euleriano. Por último, se debe elegir el tipo de geometría pudiendo ser esta de tipo sólido, placa, cable o punto, y el tamaño de la plantilla sobre la que se va a dibujar. Una vez introducidas todas estas condiciones se abrirá la plantilla de dibujo donde se puede proceder a realizar el sketch o boceto base. Una vez formada la parte, en este módulo, hay herramientas para poder modificarla redondeando esquinas, haciendo particiones o, incluso, añadiendo partes mediante planos que se pueden crear desde este modulo

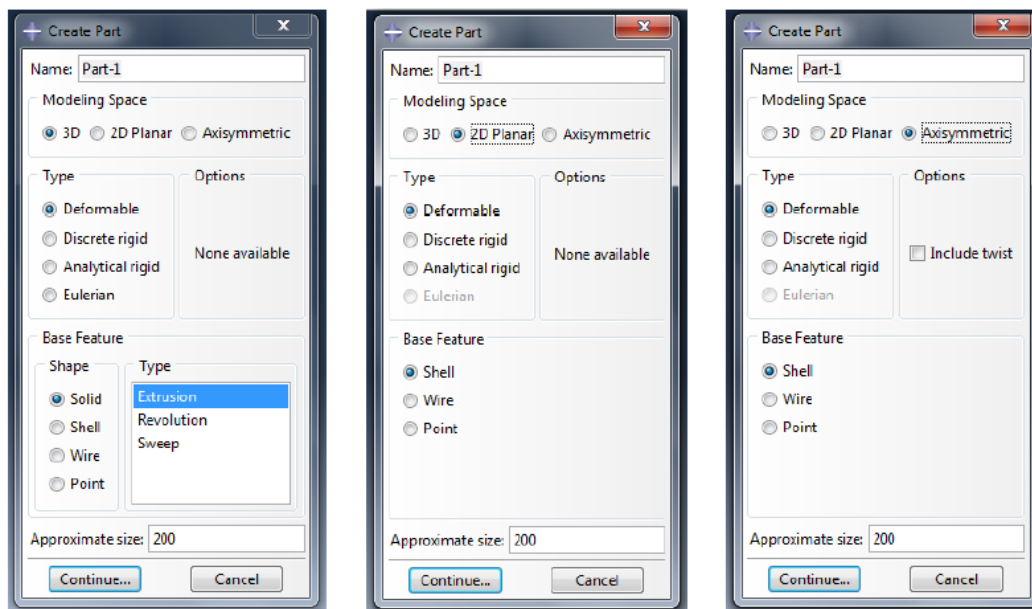


Figura 9. Cuadros para la creación de una parte en Abaqus

- **Módulo Property.** En este módulo se introducirán las propiedades del material y cómo estará éste repartido a lo largo de la parte precisamente calculada en el módulo *Part*. Una vez definido el material o los materiales que se tengan en el problema, se deben asignar estos a cada parte que tengamos.

En el primer apartado, donde se define el material, hay un gran número de posibilidades para elegir el tipo de propiedad que se quiere introducir, desde propiedades mecánicas, a eléctricas o incluso térmicas.

Seguidamente, se encuentra el apartado de secciones, donde se introduce la manera en la que el material se repartirá pudiendo ser homogéneo o como material compuesto, por ejemplo.

Una vez creadas las secciones deseadas solo se tendrían que asignar dichas secciones a cada parte que sea necesaria, de manera que todo el conjunto que hayamos creado en

el módulo *Part* se muestre de color verde, afirmando que la asignación de material ha sido correcta.

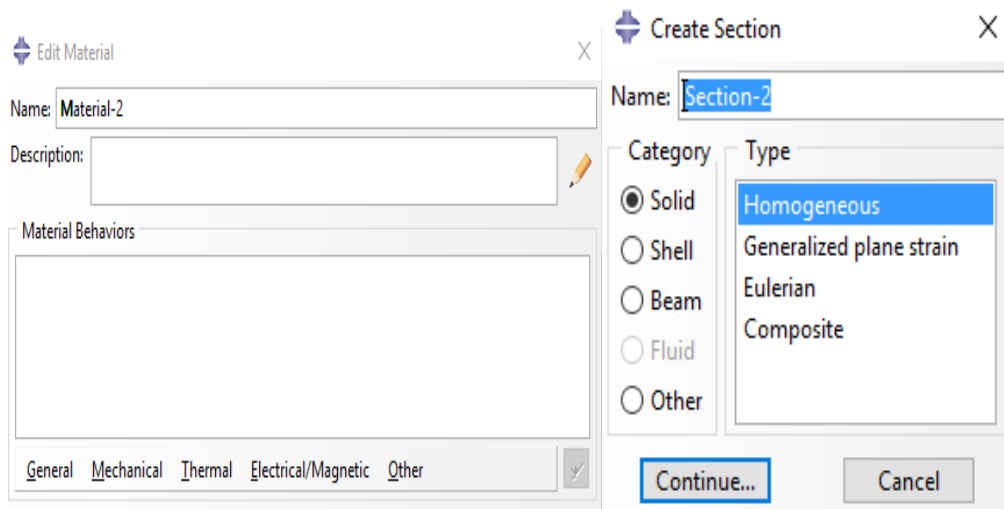


Figura 10. Cuadro de creación de material en Abaqus

- Módulo *Assembly*. En este apartado, *Abaqus*, permite al usuario ensamblar las diferentes partes creadas para posteriormente realizar un mallado dependiente o independiente. Además, en el caso de tener partes iguales, no se tiene que crear una por una, sino que en este módulo se permite la posibilidad de copiar las veces deseadas cada parte.

En cuanto al hecho de definir una parte como dependiente o independiente, la gran diferencia se observa respecto del mallado. Y es que, al definir una parte como dependiente, el mallado de esta parte será siempre el mismo sin importar el número de veces que se ensamble. En cambio, sí se define una parte como independiente, aunque se ensamble varias veces, se podrá cambiar el mallado en las partes que desee para, por ejemplo, obtener un resultado más aproximado en una de ellas.

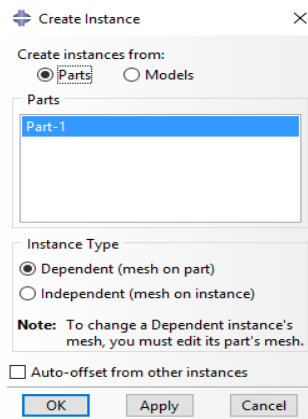


Figura 11. Cuadro de creación de ensamblaje en Abaqus

- **Módulo *Step*.** Permite generar y definir los diferentes estados de carga deseados, así como las variables asociadas a estos estados. Cada estado recibe el nombre de “Step”, pudiendo analizarse de manera secuencial, uno comienza cuando acaba el otro, o bien, haciendo una superposición. Es indispensable introducir el periodo de cada “Step”. No solo se pueden crear estado de carga estática, sino que igualmente se podrán crear estudios dinámicos o de transferencia de calor, por ejemplo.
- **Módulo *Interaction*.** En este módulo, como su nombre indica, se pueden especificar las interacciones entre las distintas regiones del modelo. En este proyecto no se van a necesitar estas herramientas para el análisis, así que simplemente comentar que en este módulo se pueden introducir no solo interacciones de contacto, sino de amortiguación o de radiación, por ejemplo. Las interacciones creadas deben siempre ser compatibles con el tipo de “Step” que se haya creado en el módulo anterior.
- **Módulo *Load*.** Este módulo es en el que el usuario debe introducir todas las cargas y las condiciones de contorno que componen el problema sobre el cual se desea realizar el análisis. Estas cargas y condiciones de contorno deben ser válidas para el o los “Steps” previamente creados.

Como se ha comentado, dependiendo del tipo de “Step” creado se podrá elegir el tipo de carga que se aplicará sobre el modelo. En el caso de este proyecto, las cargas van ser puramente mecánicas. Por lo tanto, el programa nos da a elegir entre distintos tipos de cargas como, por ejemplo, una carga puntual, una presión o un momento.

En cuanto a las condiciones de contorno, al igual que para las cargas, solo se va a comentar el caso de las mecánicas puesto que estas son las que se van a utilizar en el

proyecto. En este caso el programa permite introducir condiciones de contorno de varios tipos, como, por ejemplo, desplazamiento, encastre o velocidad. Una vez introducido el tipo de condición, le programa necesitara que se le indique el área, línea o punto en el cual esta debe aplicarse.

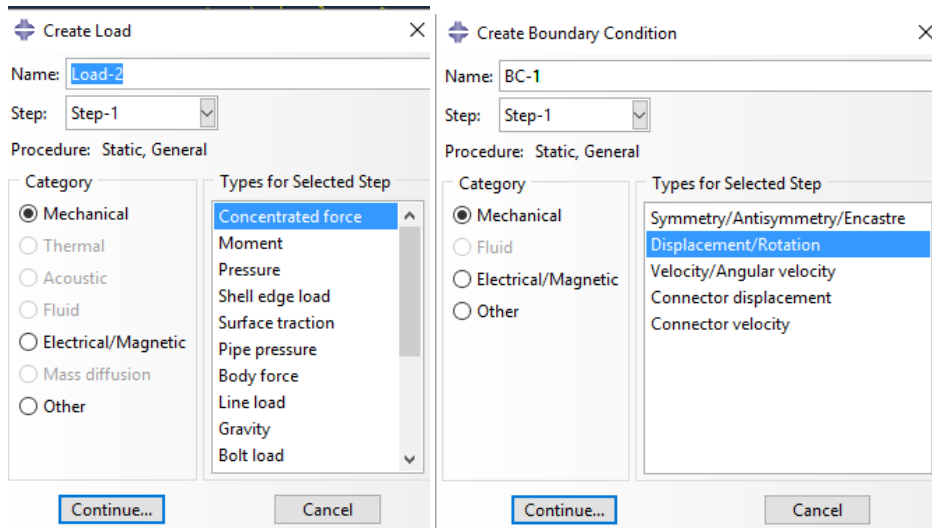


Figura 12. Cuadros de creación de cargas y condiciones de contorno en Abaqus

- Módulo *Mesh*. Para realizar el mallado de una parte, primero, se debe conocer si esta ha sido ensamblada como dependiente o independiente. Como ya se ha dicho la diferencia entre ambas es que, si marcamos la parte como dependiente, solo se podrá realizar un tipo de mallado, aunque tengamos varias partes iguales. Sin embargo, si se eligió un ensamblaje independiente, se podrá mallar cada parte como se desee.

Para comenzar con el mallado, se debe introducir el tamaño de las celdas, es decir, la distancia entre nodos. Seguidamente se debe elegir el tipo de celda, pudiendo estar ésta formada o bien por hexaedros o bien por tetraedros. Para geometrías complejas es más recomendable utilizar mallado basado en tetraedros.

- Módulo optimización. Este módulo será comentado más en profundidad cuando se explique la optimización llevada a cabo en el proceso de diseño. A grandes rasgos, *Abaqus*, permite al usuario elegir entre dos tipos de optimización, una de topología, es decir, en la que se retira materia y otra de morfología, en la que solo variara la forma de la parte. Antes de que el programa proceda a realizar la optimización se le deben

introducir una serie de condiciones, como por ejemplo las funciones a minimizar o restricciones geométricas para que la optimización no solo tenga sentido matemático sino también físico.

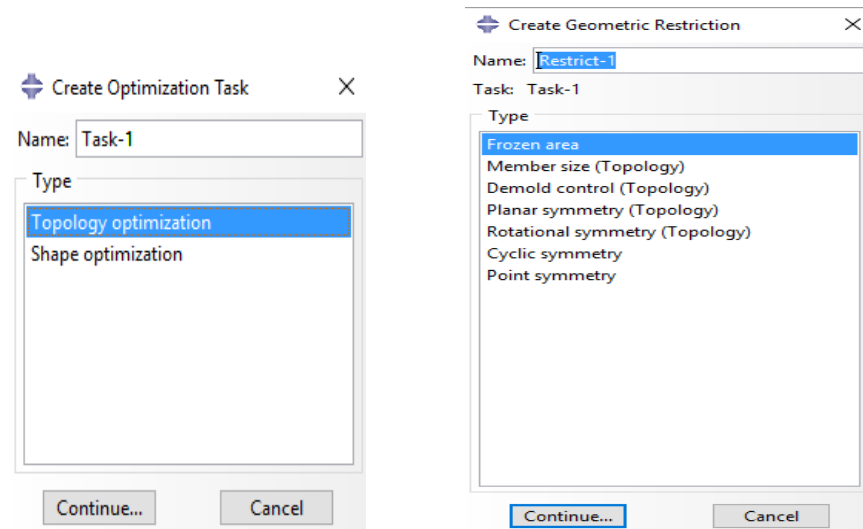


Figura 13. Cuadros de creación de optimización en Abaqus

- **Modulo *Job*.** Es el modulo en el cual se crean y ejecutan los distintos análisis sobre los que trabaja el modelo. Además, se monitorizan todos los resultados pasos a paso, “Step” a “Step. Esto beneficia al usuario ya que se pueden extraer resultados, mientras el programa sigue calculando, esto es vital puesto que algunos análisis pueden durar horas. Una vez obtenidos los resultados o no, el programa informa de los errores de ejecución en caso de fallo, se pueden extraer en un fichero o bien visualizarlos en el siguiente modulo.
- **Módulo *Visualization*.** Este módulo permite la posibilidad de visualizar una gran cantidad de parámetros como esfuerzos normales, cortantes o desplazamientos. El formato de visualización es muy dinámico y permite observar la evolución del modelo a lo largo de cada uno de los “Steps”. El método de representación es mediante una gama de colores que va del azul al rojo, siendo las zonas azules las que menor valor tienen en el parámetro consultado.

7. Proceso del diseño del brazo

Antes de comenzar de lleno con la descripción del proceso que se ha llevado en *Abaqus* para conseguir el diseño final, se debe hacer una pequeña introducción explicando algunas de las suposiciones que se necesitan para empezar.

Primero, se debería conocer el peso total del dron para repartir la fuerza entre los brazos que tiene el multirrotor. En este caso se va a diseñar un tetra rotor, de manera que el empuje total debería dividirse entre los 4 brazos. Así mismo, se ha de tener en cuenta por motivos de seguridad el factor de seguridad, que en este diseño se ha determinado, para ser moderado que debería ser como mínimo de 2. Finalmente, se debe estimar un peso del dron. Como en este proceso conviene ser bastante conservador, se va a considerar un peso inicial de 3 kg. Este peso por supuesto que se verá reducido una vez que acabe todo el proceso.

En cuanto a las condiciones de contorno, aun no se ha calculado cuál va a ser el contacto cuerpo-brazo, por lo que se tomará este contacto como un encastre. El hecho de realizar esta suposición es bastante moderado, puesto que en ningún caso el brazo estará encastrado frente al cuerpo, sin importar el tipo de unión que se creará a posteriori. Esto ocurre debido a que cuando se aplica una fuerza en el extremo del dron éste se desplazará. Este movimiento también lo realizara el brazo, por lo que los esfuerzos serán menores que en un encastre.

Una vez conocidos estos valores básicos se puede proceder al análisis del modelo. Para describir este proceso se va a explicar modulo a modulo cual es el trabajo que se ha ido haciendo.

7.1 Módulo *Part*

En este módulo, como ya se ha indicado, se diseñará la geometría de la pieza. Como esto es el primer paso en todo el proceso de diseño, se podría tomar cualquier geometría simple, desde una larguera hasta un cilindro o un tubo, por ejemplo. Sin embargo, debido a la sencillez de esos casos, en este proyecto se va a partir de una geometría más compleja.

El diseño de la geometría de partida corre totalmente a cargo del ingeniero, aunque hay una restricción que se debe tener en cuenta. Como el contacto del brazo con el cuerpo se va a considerar como un encastre, esta zona deberá ser plana. De esta manera se simplificará la introducción de los datos y los cálculos posteriores.

Una vez en *Abaqus*, más concretamente en el módulo *Part*, se dibuja un bloque base con las longitudes máximas del brazo en cada eje. En este caso el volumen de partida será de $40 \times 40 \times 145 \text{ mm}^3$ donde la única longitud restringida durante el diseño serán los 145 mm de longitud, debido a que es ésta la medida que se quiere que tenga cada brazo.

Para la realización del dibujo de la pieza inicial, figuras 14, 15 y 16, se ha utilizado el programa de diseño *SolidWorks*. La gran ventaja de utilizar este programa de tipo CAD y no otro es que los diseños que se realizan con el mismo son exportables directamente a *Abaqus*, sin que existan errores desde el programa de diseño al de cálculo. Por lo tanto, para los procesos de diseño que necesiten mayor precisión se utilizará *SolidWorks*, mientras que para los cálculos se utilizará *Abaqus*.

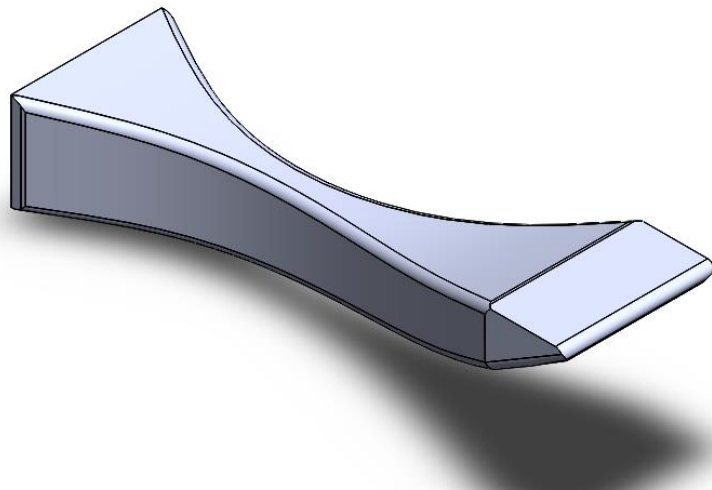


Figura 14. Vista isométrica de la pieza inicial

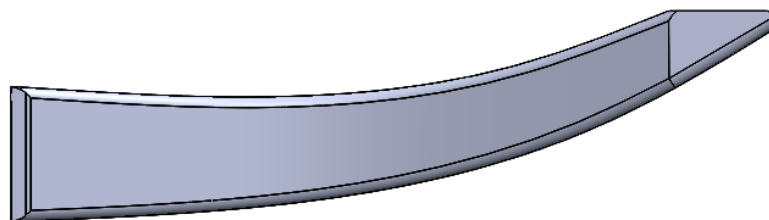


Figura 15. Visualización de la pieza inicial en plano XY

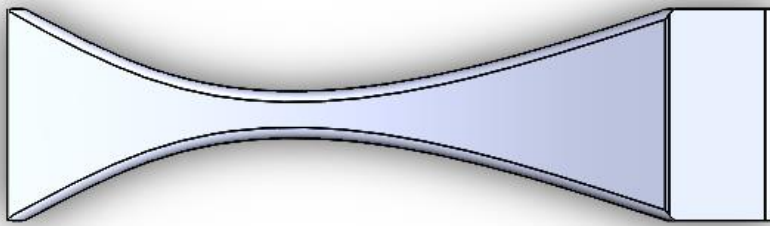


Figura 16. Visualización de la pieza inicial en el plano XZ

A continuación se muestra la tabla 2 con las dimensiones de la pieza diseñada.

Tabla 2. Dimensiones de la pieza base

DIMENSIÓN	VALOR
Longitud eje X	14.5 mm
Longitud eje Y	4 mm
Longitud eje Z	4 mm
Esbeltez mínima eje Z	1.4 mm
Área de encastre	2.5x4 mm²
Área de aplicación de la carga	2.5x4 mm²

7.2 Módulo Property

En este módulo, se va a proceder a introducir las características del material del que estará formada la estructura. Como se va a dedicar un apartado de este proyecto única y exclusivamente para la explicación del material y de las razones que han llevado a seleccionarlo, en este apartado solo se citarán las propiedades necesarias para introducir en Abaqus y poder realizar un estudio correcto. Estas propiedades son la densidad, para conocer el peso de la pieza, y el módulo de Young y el coeficiente de *poisson* para conocer el comportamiento elástico de la pieza, según se muestran en la Tabla 3.

Tabla 3. Propiedades del PA66 utilizadas en Abaqus

DIMENSION	VALOR
Densidad	1510 kg/dm^3
Módulo de elasticidad	10 GPa
Coeficiente de poisson	0.33
Tensión de rotura	95 MPa

El valor de plastificación del material es de 95 MPa con lo que para comprobar que la pieza no tiene peligro de sufrir fallo durante el proceso de carga, se calculará un factor de seguridad. El factor de seguridad es obtenido a través del cociente entre la tensión de plastificación del material y la tensión máxima que sufre la pieza. Cuanto más alto sea el valor de este coeficiente, mayor seguridad tendrá la estructura. Por otro lado, el valor mínimo de dicho factor es 2, asegurando así que la estructura sea capaz de soportar el doble de la carga a la que el sistema está sometido.

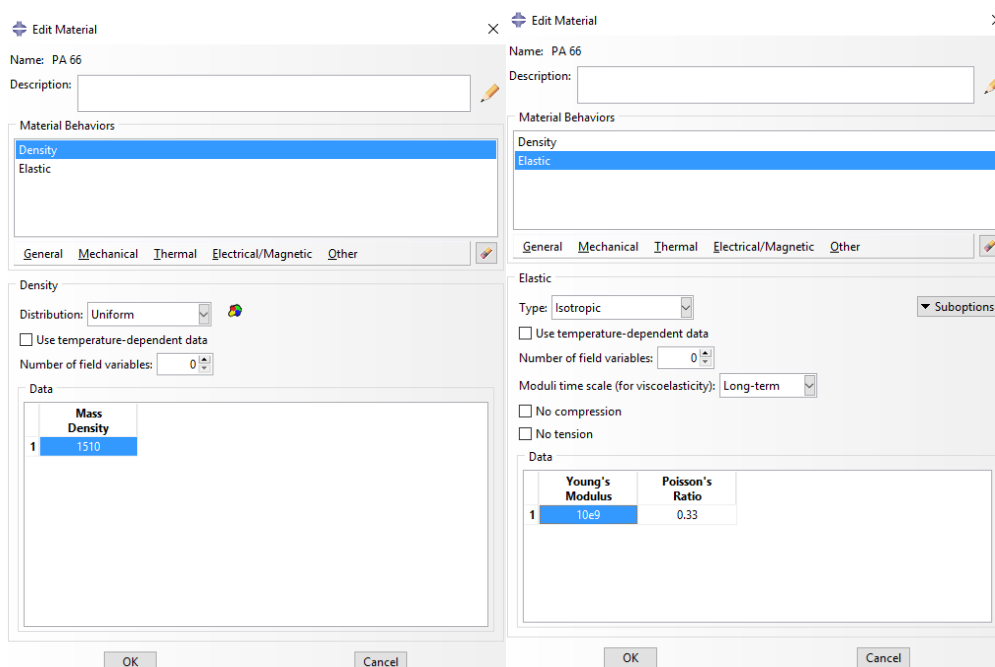


Figura 17. Valores introducidos en el módulo Property de Abaqus

Una vez introducidos los datos, se crea una sección de tipo solida homogénea la cual se aplica a todo el conjunto del brazo. En este punto, se puede obtener la masa total del brazo que es de 88 gramos que sin duda es un peso bastante pequeño, aunque se piensa reducir.

7.3 Módulo *Assembly*

En el apartado de *Assembly* se define el conjunto que se va a analizar. En este caso, solo se tiene un brazo, de manera que el hecho de decidir un ensamblaje dependiente o independiente no va a afectar al proceso de mallado. Solo como aclaración, el método de ensamblaje elegido es dependiente puesto que éste es el que *Abaqus* indica por defecto.

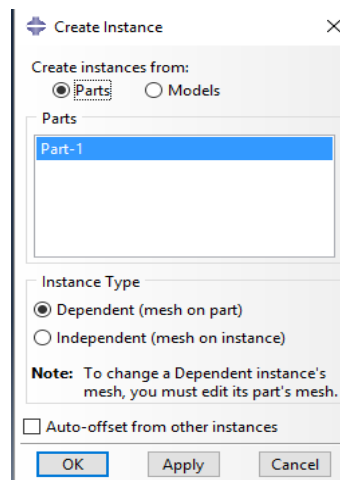


Figura 18. Cuadro del módulo *Assembly* en el proceso de diseño del brazo

7.4 Módulo *Step*

En este apartado simplemente se creará el “Step” necesario para el cálculo. Como el análisis es puramente mecánico, bastará con crear un “Step” del tipo “Static, General”. Además, solo se va a realizar el estudio de una carga puntual, por lo que el periodo elegido será igual a 1. El resto de factores que aparecen en este módulo no necesitan ninguna variación para este análisis.

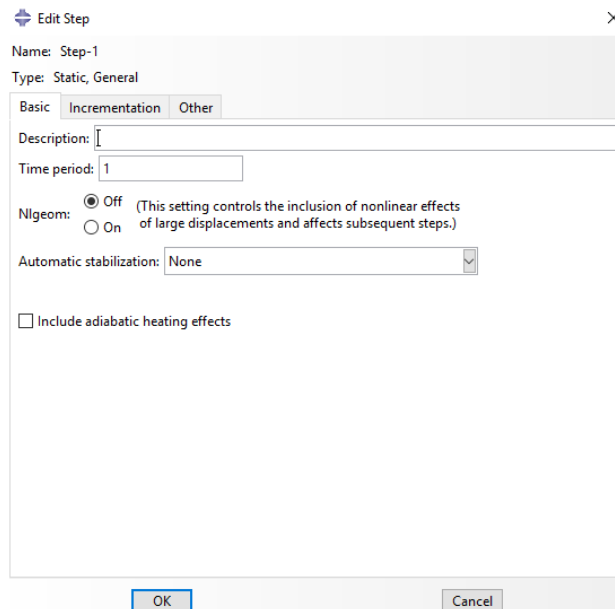


Figura 19. Cuadro del módulo Step en el proceso de diseño del brazo

7.5 Módulo Load

Previo al módulo Load estaría el de *Interaction*. Pero en el estudio que se está realizando no es necesario incluir ningún tipo de condición en ese módulo.

En este módulo Load se van a introducir las condiciones de contorno, así como las cargas a las que está sometido el brazo del dron. Previamente ya se ha comentado el hecho de la asunción de que la unión se considera como un encastre. Esto es debido a que el encastre es válido como una suposición conservadora, ya que se sabe que en el caso real el contacto será más suave.

La carga sobre la que se van a realizar los cálculos es la que realizan los motores, situados en el extremo de cada brazo, para levantar el dron y que este se pueda sustentar. La fuerza mínima necesaria para que el dron se levante será de igual valor que la fuerza ejercida por el peso del mismo. Por razones de seguridad se introducirá además un coeficiente de seguridad de 2, que asegura que la estructura será capaz de aguantar el doble de la fuerza necesaria para levantar el dron. Además, al analizar el caso de un solo brazo, la fuerza total necesaria deberá dividirse entre el número de rotores, que en este caso será de 4.

Para el cálculo del valor de la carga sería necesario conocer el peso final del dron. Como éste es el primer paso del proceso de optimización, el valor de dicho peso es desconocido. Sin embargo, como uno de los objetivos del proyecto es obtener un dron menor a $3Kg$, se utilizará este límite

para fijar la carga. Por lo tanto, se realizará una suposición de peso total del dron igual a $3Kg$. Al utilizar un valor máximo se asegura un comportamiento óptimo de la estructura ya que los esfuerzos a los que finalmente actúen sobre la estructura serán de un valor inferior.

Para el cálculo de la carga por brazo se debe utilizar la siguiente fórmula:

$$Carga = \frac{Peso\ total \times N}{N^{\circ}de\ rotores} \times 9.8$$

Donde,

$$Peso\ total = 3kg$$

$$N(\text{coeficiente de seguridad}) = 2$$

$$N^{\circ}de\ rotores = 4$$

Se obtiene una carga total de $14.7\ N$ por brazo del dron. Esta fuerza que es necesaria que el brazo soporte, según la geometría creada anteriormente, tiene una superficie de apoyo. Para expresar realmente la carga que actúa, esta se tiene que dividir entre la superficie de apoyo del motor. En el diseño esta superficie tiene unas dimensiones de $40 \times 25\ mm$. Calculando el cociente de la carga entre en la superficie de apoyo, se obtiene una presión de:

$$Presion\ de\ carga = 14700\ Pa$$

Conocido el valor de la carga a introducir, simplemente se deberá proceder a ello dentro del programa. Para la carga, se creará una carga, "Load", de tipo presión dentro de la categoría mecánica. A la magnitud obtenida se le debe poner signo negativo, puesto que por defecto en el programa el signo positivo está asignado a una fuerza que actúa de arriba abajo. Como en este caso, la fuerza la realiza el motor y es hacia arriba para que el dron levante el vuelo, el signo será negativo. Para el encastre, se crea una condición de contorno, "Boundary condition" en el programa, dentro del tipo "Symmetry/Antisymmetry/Encastre", "Simetría/Antisimetría/Encastre". Así se fijarán los desplazamientos del apoyo en los tres ejes.

A continuación, se muestra una figura, Figura 20, con la carga y el encastre aplicados y representados en *Abaqus* para mostrar una visión general de cómo quedan repartidos. En color violeta, las flechas muestran el sentido de aplicación de la presión. Mientras en la zona de unión aparecen unos dibujos que representan la fijación de los movimientos en los distintos sentidos.

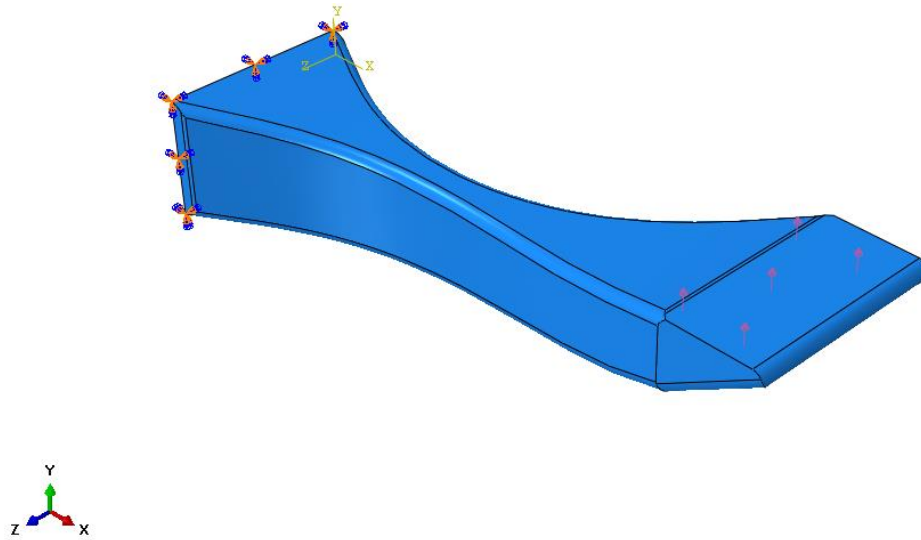


Figura 20. Vista de la distribución de cargas en la pieza inicial

7.6 Módulo Mesh

Debido a la geometría que mezcla perfiles curvilíneos y rectilíneos, el programa no permite aplicar su mallado por defecto. Este mallado por defecto es a base de hexaedros. Cuando se procede a aplicar dicho mallado aparece una ventana de que este se debe cambiar. Por lo que finalmente se decide realizar un mallado a base de tetraedros con un tamaño aproximado de 0.0065, según se muestra en la figura 21.

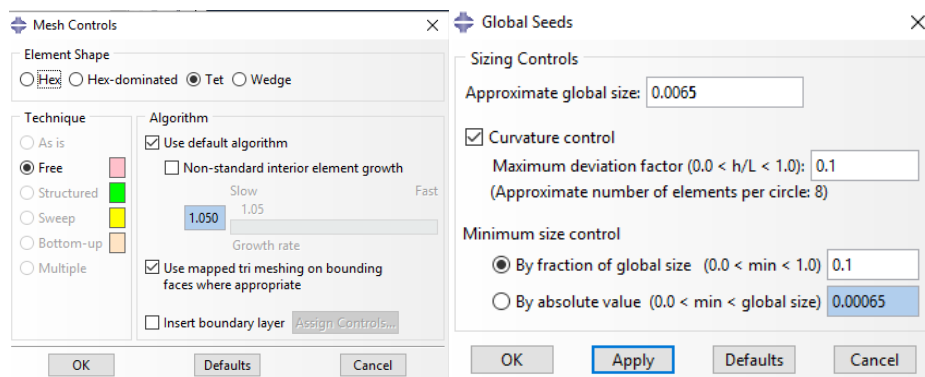


Figura 21. Cuadros del módulo Mesh para la pieza inicial

A continuación, en la *Figura 22*, se muestra el resultado final del mallado de la pieza.

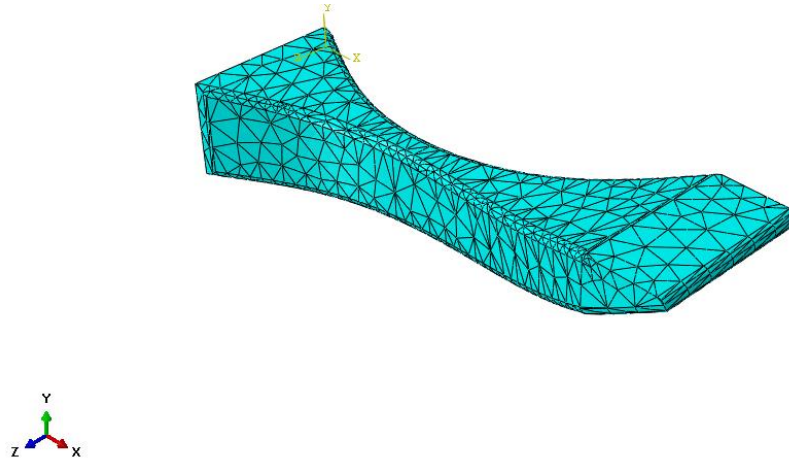


Figura 22. Vista del mallado obtenido para la pieza inicial

7.7 Resultados (Módulos *Job* y *Visualization*)

Antes de proceder a realizar la optimización se va a realizar un análisis sobre la pieza base. El hecho de recapitular estos datos ayudará posteriormente en el proceso de optimización.

Los datos que se van a obtener son lo de desplazamiento y tensión de Von Mises a lo largo de la estructura. Con el desplazamiento se quiere observar el movimiento del brazo respecto del cuerpo. Un desplazamiento muy alto podría conllevar, en el futuro, un aumento del valor de las tensiones donde estas se concentran. En cuanto a las tensiones de Von Mises, teniendo en cuenta la tensión de rotura del material que es 95 MPa , se necesita tener un valor muy inferior a este límite de rotura.

Tras crear el Job en el programa y esperar a que finalicen los cálculos necesarios para el análisis, se obtienen los resultados. Los cuales pueden visualizarse a través del módulo *Visualization*. Obteniendo las figuras 23 y 24 (Tensiones y deformaciones):

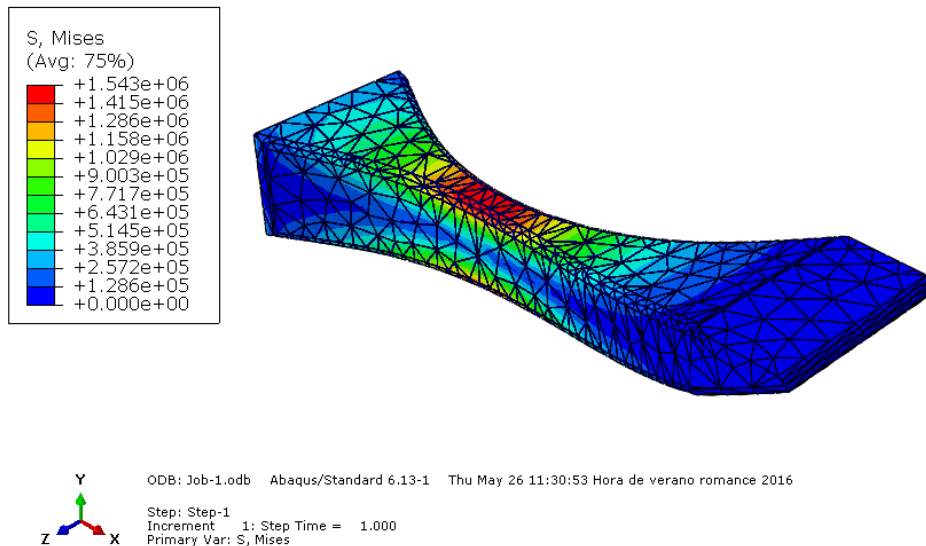


Figura 23. Vista de las tensiones de Von Mises para la pieza inicial

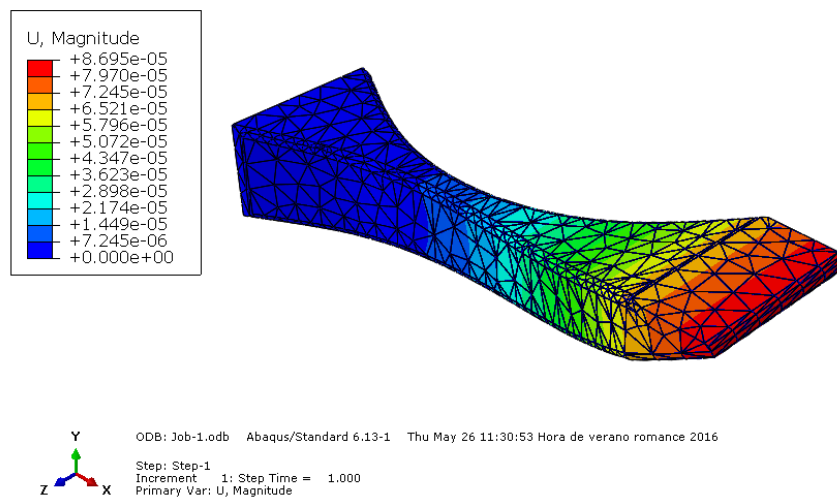


Figura 24. Vista de las deformaciones en la pieza inicial

El valor máximo de la tensión de Von Mises obtenida a lo largo de la pieza es de 1.54 MPa , muy lejos de la tensión de rotura. Además, una de las características del material es que tiene un buen comportamiento a fatiga, por lo que esta tensión no es lo suficientemente alta como para que haya peligro de rotura por este motivo.

En cuanto a la zona de aplicación de esta tensión máxima, se puede ver que es en la parte superior e inferior de la parte central del brazo. De este factor se puede deducir que esta zona deberá ser reforzada en el proceso de optimización.

Por otro lado, el desplazamiento máximo obtenido, es de 0.087 mm . Este desplazamiento se encuentra en el extremo más separado del encastre. Su valor es muy pequeño, apenas llega al milímetro. Como conclusión, se puede decir que un valor tan pequeño del desplazamiento no afectara al comportamiento de la estructura.

7.8 Módulo *Optimization*

El proceso de optimización, *Optimization*, es el paso más importante en la cadena del diseño. El objetivo de esta apartado es reducir la masa del brazo, manteniendo una morfología similar. Al reducir el peso de cada brazo, y por lo tanto del dron, se reduce el empuje total necesario para levantar el mismo.

Para realizar la optimización se va a utilizar el módulo *Optimization* de *Abaqus*. El primer paso que se debe tomar en este módulo es decidir qué tipo de optimización se desea. Para ello se tiene dos tipos entre los que elegir, Topología (*Topology*) y Forma (*Shape*).

En el caso de elegir el tipo "*Topology*", el programa realizará una optimización en la que sustraerá material de la pieza original según las imposiciones que el ingeniero realice. En cambio, en el caso de elegir tipo "*Shape*" la optimización sólo afectará a la forma de la pieza, en ningún caso se sustraerá material.

Por lo tanto, en este proyecto se va a realizar una optimización de tipo "*Topology*" pues el objetivo principal es que el peso sea menor, lo que se conseguirá mediante la sustracción de material.

Una vez seleccionado el tipo de optimización, se le debe indicar al programa que las zonas donde se aplican las condiciones de contorno y las cargas se congelen. Esto quiere decir a estas zonas no se les debe sustraer material. Obviamente no se quiere que esto suceda ya que son las zonas de apoyo con el resto de partes. En el caso del encastre, esta zona estará en contacto con el cuerpo, y en el caso de la zona de carga, es donde irá situado el motor.

A continuación, se deben introducir las variables necesarias para la optimización sobre las que realizarán las limitaciones correspondientes, Figura 25. En este caso serán dos las variables sobre las que se va a realizar dichas limitaciones sean el volumen y la energía de deformación.

Por un lado, en cuanto a la energía de deformación, se impondrá al programa que esta mantenga un valor mínimo. De esta manera se obliga al programa a que vigile el valor de este parámetro,

iteración a iteración, manteniéndolo en un valor mínimo. Así se consigue que el valor de las tensiones no se dispare respecto al de la pieza base.

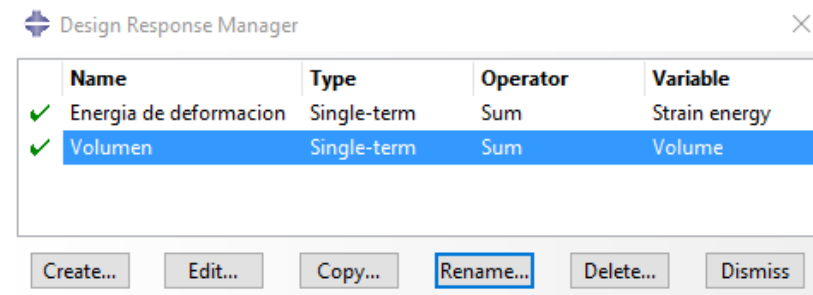


Figura 25. Cuadro de variables para el módulo Optimization

A continuación se indicará en el programa que el cociente que relaciona el volumen final con el inicial sea mayor de 0.4. Este límite debe ser introducido puesto que si no se tardará mucho tiempo en llegar a una respuesta válida. Queda claro que si se sustrae demasiado material será imposible tener una estructura coherente con lo que se quiere obtener.

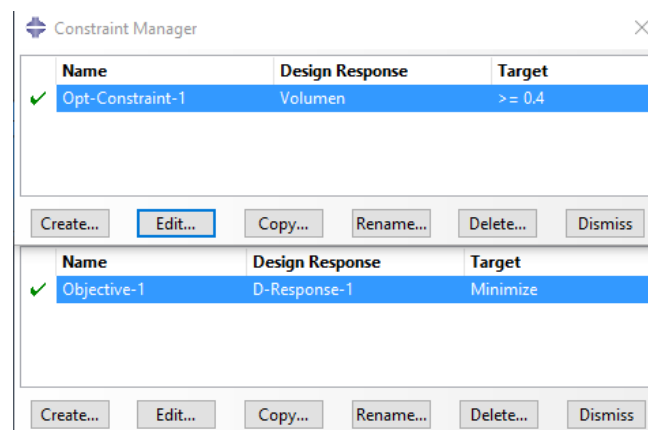


Figura 26. Cuadros de asignación de respuestas para el módulo Optimization

Una vez introducido los límites de cálculo en el programa se procede a realizar la optimización. Dependiendo del número de iteraciones seleccionadas, el programa alargará el tiempo de ejecución de los cálculos. En esta parte del proceso, se inició con una optimización de 5 iteraciones, donde los resultados obtenidos no fueron los esperados. De manera, que se optó por realizar una de 20 iteraciones. Para mostrar la evolución del caso a lo largo de las iteraciones se muestran las Figuras 23, 24, 25 y 26. En estas figuras están representadas las optimizaciones obtenidas las iteraciones 5, 10, 15 y 20. Además, éstas incluyen los valores máximos de las tensiones de Von Mises en cada caso.

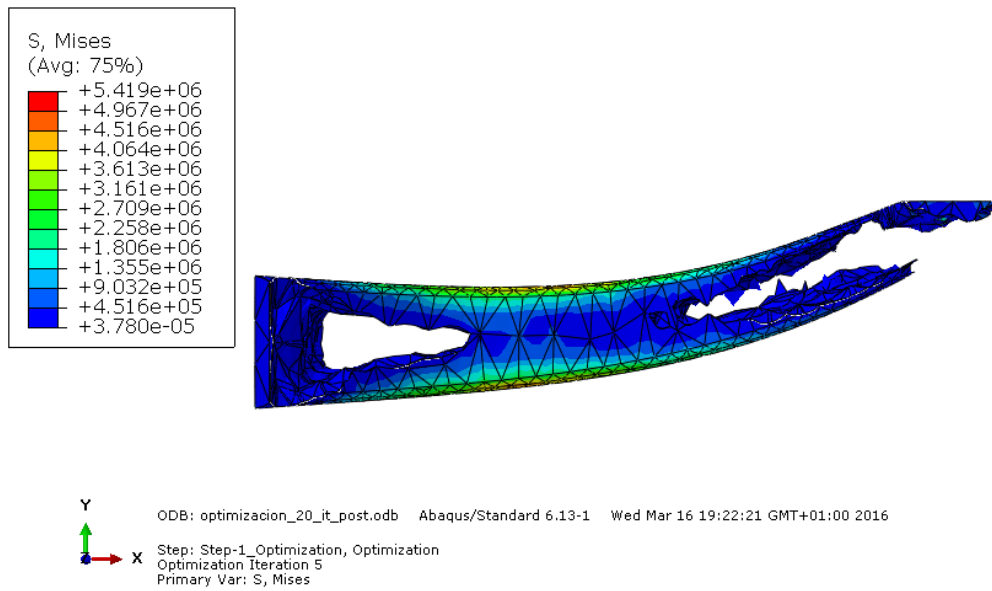


Figura 27. Vista de la optimización en la iteración número 5

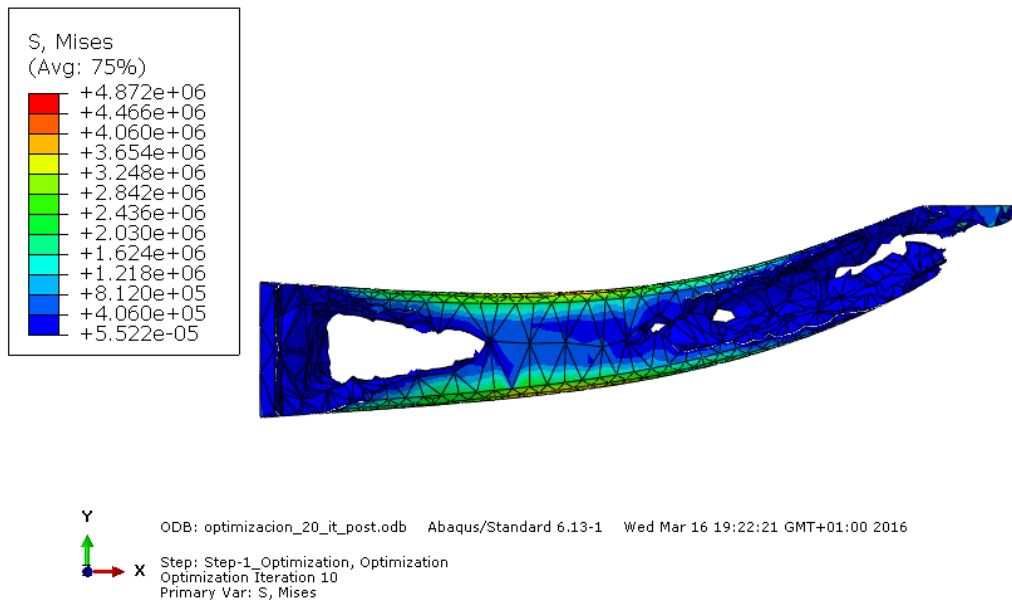


Figura 28. Vista de la optimización en la iteración número 10

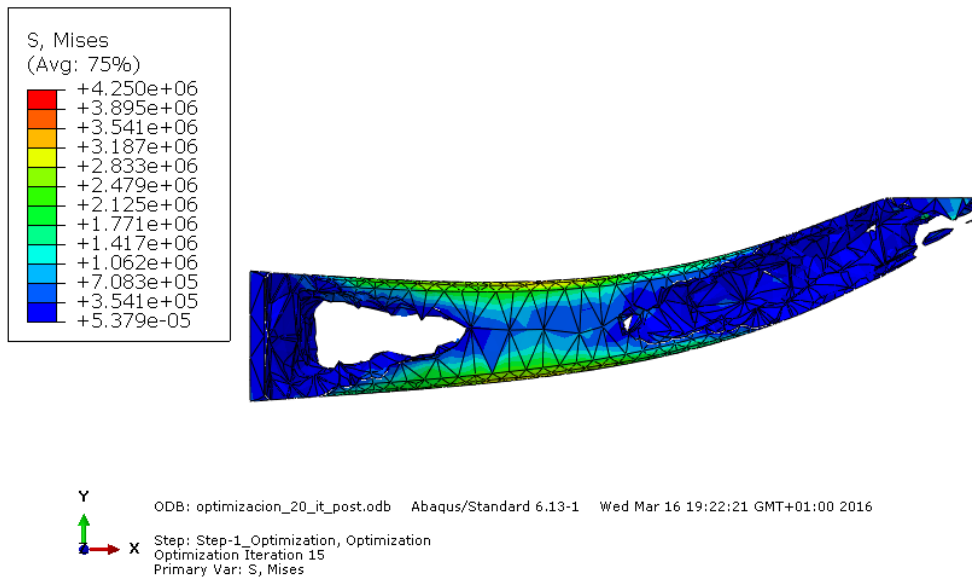


Figura 29. Vista de la optimización en la iteración número 15

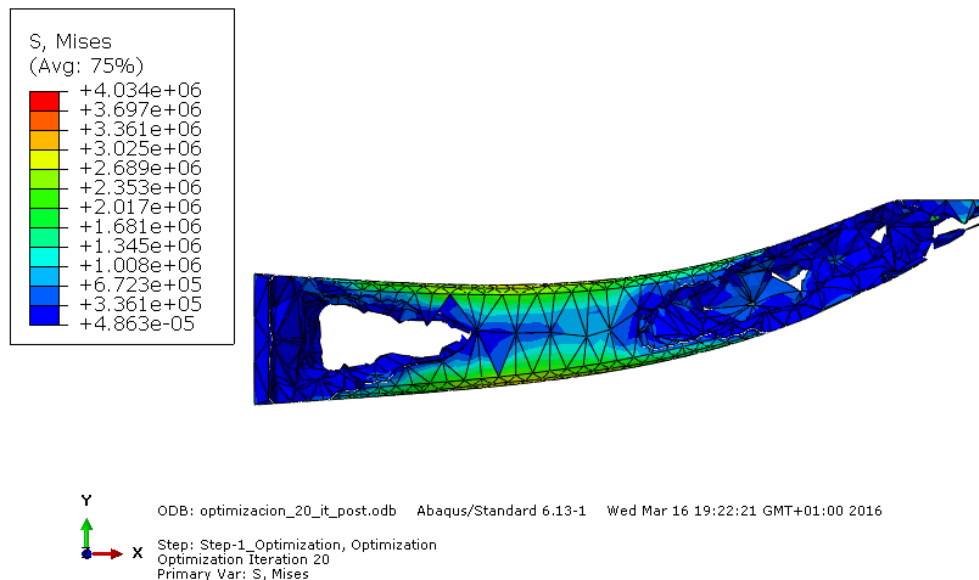


Figura 30. Vista de la optimización en la iteración número 20

A primera vista, se puede observar en todas las figuras que en la zona del encastre desaparece la mayor parte del material, manteniéndose casi exclusivamente la superficie donde este se produce. Este hecho, lleva claramente a decidir que esta zona no debe estar incluida en el diseño final ya que no produce ningún aporte estructural a la pieza.

En la parte más alejada del encastre se puede observar que el material no es eliminado por completo. Por lo que según se van aumentando las iteraciones y el programa se acerca a una solución más optimizada, la cantidad de material presente en esta zona va aumentando, sin llegar a completarse por completo. Además, se ha de tener en cuenta que al variar el volumen mediante la reducción del espesor de esta zona, se forman una serie de orificios irregulares.

Tras los distintos cálculos realizados, se determina que la configuración final será lo más próxima posible al resultado obtenido en la última optimización. Por lo tanto, se debe estudiar como es el comportamiento de la pieza en el resto de planos. Para ello se observa la pieza en desde un plano isométrico como se muestra en la figura 31:

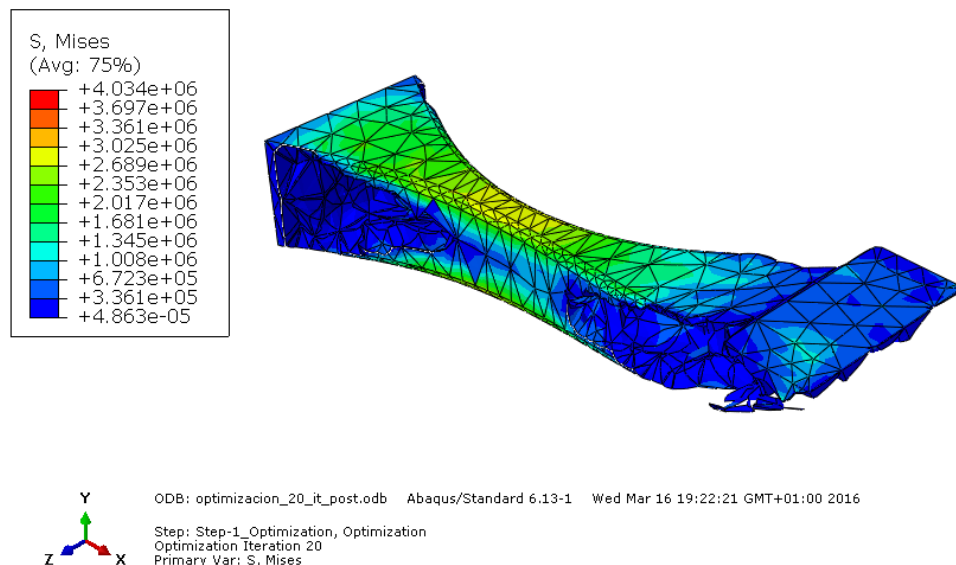


Figura 31. Vista simétrica de la optimización en la iteración número 20

Según se muestra en la última se puede observar que, al haber eliminado material en la zona más cercana al encastre, está sufre tensiones de un valor más alto que al que tenían en la pieza inicial. Para conseguir reducir las tensiones que afectan a la zona contacto, se aumentará el área de la misma, manteniendo las tensiones lo más alejadas posible esta zona. Por lo que, en este punto, se decide aumentar la superficie del apoyo con el cuerpo. Además, se aumentará un poco la esbeltez de la zona central, de manera que la estructura tenga más estabilidad.

8. Diseño final del brazo

Tras la realización del proceso de optimización de la pieza, a continuación, se va a mostrar la forma de la nueva pieza, Figuras 32, 33 y 34. Esta pieza debe ser creada en *Abaqus*, más concretamente en el módulo *Part*. Una vez se tenga el nuevo diseño se procederá a la asignación de material, cargas y condiciones de contorno, para finalmente volver a realizar los cálculos y obtener un resultado final tanto de máximo desplazamiento y tensión, como de peso.

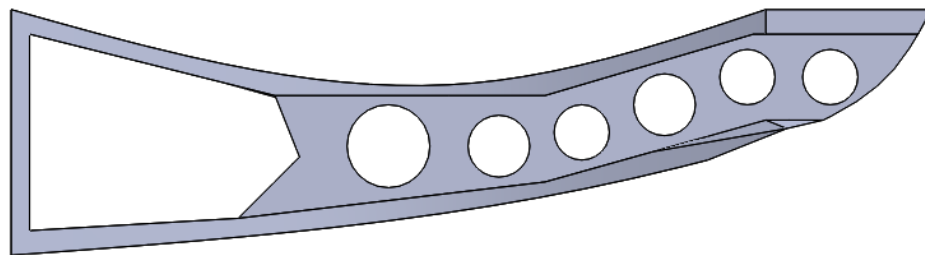


Figura 32. Vista del diseño final del brazo en el plano XY

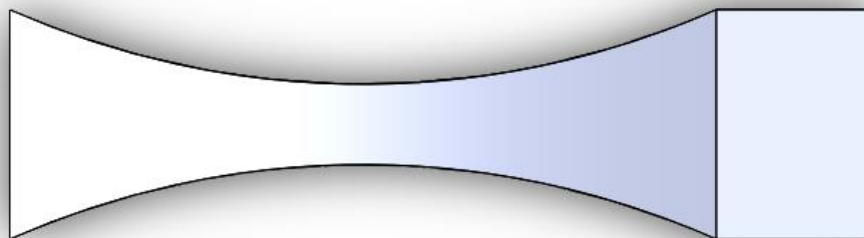


Figura 33. Vista del diseño final del brazo en el plano XZ

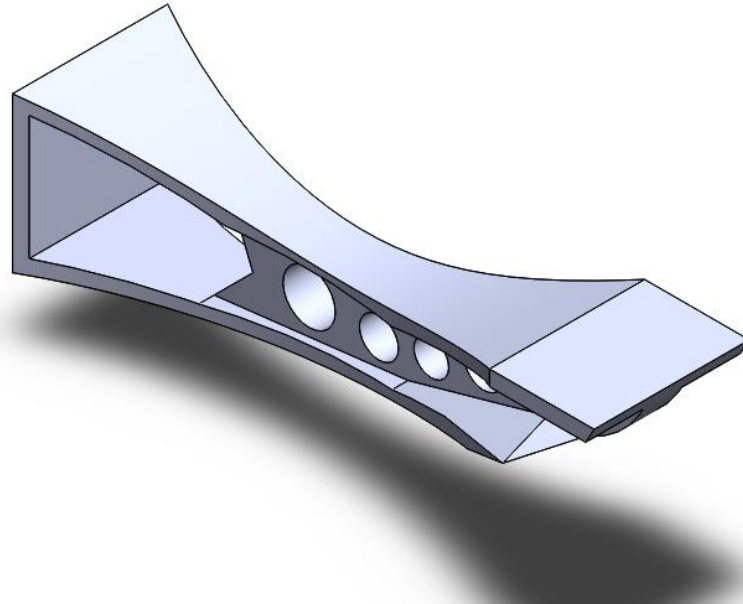


Figura 34. Vista isométrica del diseño final del brazo

En cuanto a la forma de esta pieza, se pueden observar varias diferencias respecto de la pieza base.

Empezando por la zona del encastre, esta área ha sido ampliada. Al sustraer material en zonas muy cercanas a la zona del encastre, esta zona requirió realizar nuevos cálculos para que las tensiones no se concentrases en ella, por lo que se tomó la determinación de aumentar el área del apoyo, lo que daría mayor rigidez a la zona.

Las reducciones de material se han llevado a cabo según los resultados obtenidos mediante la optimización. La parte más próxima al encastre ha sido eliminada por completo, ya que la optimización mostraba que esta parte no era de utilidad en todas sus iteraciones.

Sin embargo, la parte central requiere un tratamiento algo más detallado. Atendiendo a la evolución de la solución a lo largo de todas las iteraciones, se puede ver que en la zona más próxima a la aplicación de la carga el material será añadido progresivamente. Para imitar este fenómeno se ha diseñado una zona central basada en un perfil estructural de doble T, consiguiendo así una alta rigidez. Respecto al espesor de la parte central de este perfil, el valor que este tomará será de $1mm$.

Finalmente, para aligerar de material en la zona central del brazo se han realizado un total de 6 orificios.

Tabla 3. Dimensiones de la pieza optimizada

DIMENSION	VALOR
Longitud eje X	14.5 mm
Longitud eje Y	4 mm
Longitud eje Z	4 mm
Esbitez minima eje Z caras paralelas XZ	1.5 mm
Área de encastre	4x4 mm²
Área de aplicación de la carga	2.5x4 mm²
Esbitez eje z cara paralela XY	1 mm

Una vez definida la geometría de la pieza, se siguen todos los pasos realizados en la pieza base. Primero se asigna el material, que como ya se ha comentado es PA66 de 1510 kg/dm^3 de densidad y 10 GPa de módulo de elasticidad.

En cuanto a las cargas y las condiciones de contorno, éstas serán las mismas que en el estudio del caso de la pieza base. El encastre se aplica en la misma zona con la única diferencia de que el área es mayor, factor que no afecta a la hora de aplicar dicha condición de contorno. La carga se aplicará exactamente en la misma área que en el caso de la pieza base, ya que esta zona no ha sido cambiada.

8.1 Comparación entre los dos casos.

Después de introducir todos los datos en el programa, se procederá a realizar los cálculos. Para la visualización de éstos, se adjunta a continuación, como se ha hecho previamente con el primer caso, las figuras que representan tanto las tensiones de Von Mises como los desplazamientos a lo largo de toda la pieza, Figuras 35 y 36.

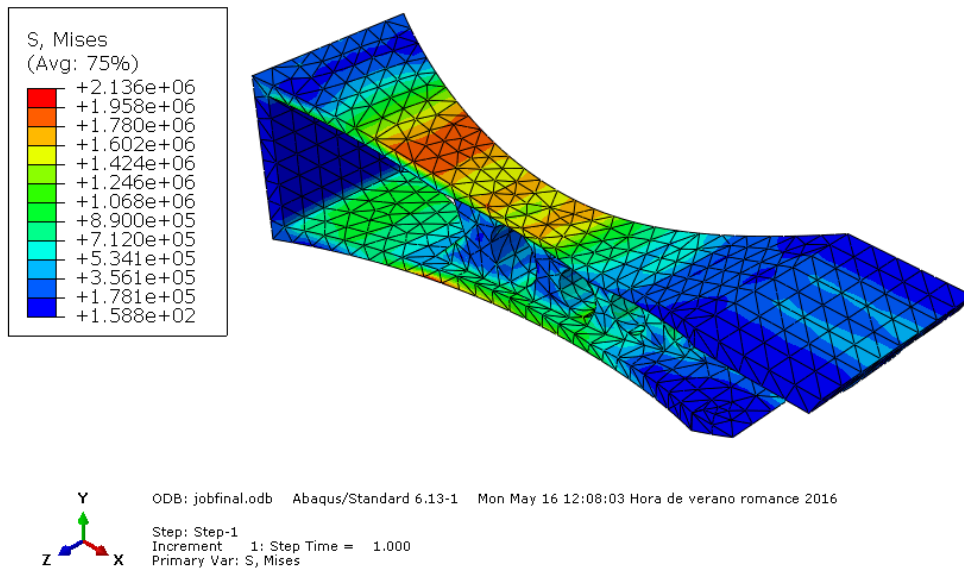


Figura 35. Vista de las tensiones de Von Mises en la pieza final

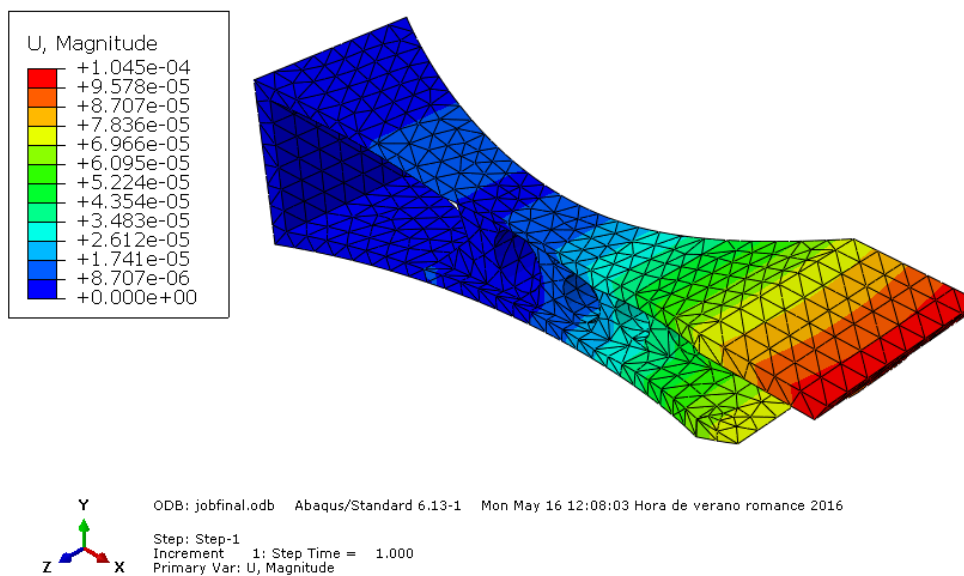


Figura 36. Vista de los desplazamientos en la pieza final

Como se puede observar, la tensión máxima de la pieza se presenta en la zona donde hay un mayor cambio de sección. Esto ocurre en la zona donde se encuentra el hueco hecho en la zona de encastre con la parte de los orificios. Debido al cambio de sección, se puede ver que se trata de una zona de concentración de tensiones. El valor máximo obtenido en esa zona es de 2.14 MPa . El valor de la tensión de plastificación para este material es de 95 MPa . Por lo tanto, calculando el cociente entre las dos tensiones, se obtiene un factor de seguridad aproximado

de 44. Este valor del factor de seguridad es más que suficiente para poder considerar que la pieza es óptima y no corre riesgo de fallo.

El desplazamiento, por otro lado, mantiene una distribución muy similar a la del estudio base. Se puede asumir que el desplazamiento de una y otra pieza es proporcional, siendo el de esta segunda pieza final de valor superior..

En la tabla 4 se pueden ver comparados los valores obtenidos de la tensión, el desplazamiento y la masa de los tres pasos que componen el proceso completo. Se puede observar que, finalmente, se ha conseguido reducir el peso total de cada brazo 33 g lo que equivale a un 37.5%. A cambio, tanto la tensión de Von Mises máxima como el desplazamiento aumentan. La tensión lo hace en un 39 % y el desplazamiento en un 19.5%. Ambos aumentos siguen manteniendo estos valores máximos dentro de los límites para la correcta realización del diseño.

Tabla 4. Tabla de comparación de los valores obtenidos de la pieza inicial vs la pieza final

	Pieza Inicial	Optimización (20 iteraciones)	Pieza final
Masa	88 g	54.9 g	55 g
Tensión máxima	1.54 MPa	4.03 MPa	2.14 MPa
Desplazamiento máximo	0.087 mm	0.094 mm	0.1045 mm

9. Proceso de diseño del cuerpo del dron

9.1 Bases para el diseño del cuerpo

Inicialmente será necesario realizar un pequeño estudio del comportamiento estructural del cuerpo debido a las cargas. Como ya se ha comentado, la mayor parte de las tensiones se acumulan en los brazos, haciendo que el cuerpo prácticamente no soporte tensiones en comparación al brazo.

Para el correcto estudio del brazo se deben hacer una serie de suposiciones que serán introducidas en el programa *Abaqus* para que éste pueda realizar los cálculos.

Se considerará el cuerpo como un sólido homogéneo. El cuerpo estará formado por una superficie de un espesor 5 mm , en cuyo interior irán incluidos todos los componentes del aparato, tales como baterías, variadores o controlador.

Para el cálculo de los esfuerzos a los que el cuerpo está sometido se deberá a hacer una suposición. Para relacionar la carga que provocan los motores con los esfuerzos que el cuerpo recibirá, se supondrá que estos esfuerzos serán de tipo cortante. Como la sección del brazo es muy compleja, para el cálculo de estos esfuerzos se asumirá el empotramiento de una viga cuadrada. De esta manera se mantiene un ejemplo muy conservador cuyos valores serán mayores a lo que sufra la estructura real.

9.2 Diseño del cuerpo

Para el diseño del cuerpo se ha tomado una geometría que ha sido diseñada en su totalidad por el ingeniero, Figura 37. Son pocas las restricciones acerca del diseño. Es necesario que el cuerpo tenga una zona de contacto, sobre la que se va a aplicar el esfuerzo, donde los brazos irán conectados a este. Estas zonas deben tener el mismo área que tienen las zonas de contacto de los brazos, que es de $40 \times 40\text{ mm}^2$. Se debe tener en cuenta que hay ciertos componentes como pueden ser las baterías, los variadores o el cableado que deberán ir situados en el interior del cuerpo. Debido a esta situación es necesario que el interior del cuerpo sea hueco para poder albergar dichos componentes.

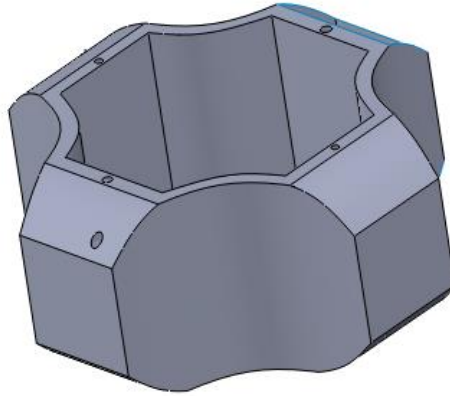


Figura 37. Vista del cuerpo en el módulo Part

A continuación, se muestra la tabla 5 con las dimensiones del cuerpo del dron.

Tabla 5. Dimensiones del cuerpo del dron

DIMENSION	VALOR
Longitud máxima	150 mm
Altura máxima (Eje Z)	80 mm
Area de contacto con el brazo	40x40 mm ²
Peso total	434.7g

Como es obvio el interior del cuerpo no irá descubierto. Por ello se incluirá una placa de la misma forma que la parte superior del dron. Esta palca tendrá un espesor homogéneo de 2mm. En este apartado no es necesario el estudio mecánico de esta parte ya que los esfuerzos a los que esta placa estará sometida debido a las cargas realizadas por los motores son despreciables.

9.3 Estudio del cuerpo

Para la comprobación de la pieza del cuerpo central del dron se exporta la pieza del programa de diseño, SolidWorks, al programa de cálculo, Abaqus. Una vez la pieza está representada en

el programa de cálculo, se introducirán los condicionantes de las cargas y del contorno necesarios para realizar un análisis correcto.

Primeramente, se seleccionará un plano de simetría del cuerpo. El plano tomado es el paralelo a la zona de contacto del cuerpo con el brazo. La existencia de un plano de simetría asegura que solo habrá movimientos en el sentido del eje. Pero como se trata del estudio de un cuerpo sólido y homogéneo, se puede considerar que los desplazamientos en todo el plano del eje serán nulos. Por lo tanto, se determina que la superficie del sólido comprendida dentro del plano de simetría es un encastre.

A continuación, se calcularán las cargas a las que estará sometido el cuerpo. Como para el brazo se consideró un caso de estudio con una viga empotrada, el cuerpo se considerará como el encastre de dicha viga. De esta forma, la tensión a la que estará sometida esta parte será de tipo tangencial. La fórmula para el cálculo de esta tensión es la siguiente:

$$\tau = \frac{Q_y M_e}{I_x a_0}$$

Donde Q_y es el valor del esfuerzo cortante, M_e es el momento de área parcial, I_x es el momento de inercia de la sección total respecto de un eje perpendicular al vector dirección de la cortante y a_0 es el espesor de la sección a lo largo del eje perpendicular al esfuerzo. Como en este caso la sección de la zona que se va a estudiar es cuadrada, la fórmula del valor de la tensión máxima simplificada se puede escribir como:

$$\tau_{max} = \frac{3Q_y}{2A}$$

Donde A es el área de la sección que tendrá un valor de $40 \times 40 \text{ mm}^2$. La carga Q_y representará la fuerza ejercida por cada motor que tiene un valor ya calculado de 14.7 N . Obteniendo finalmente un valor para la tensión cortante de 13781 Pa .

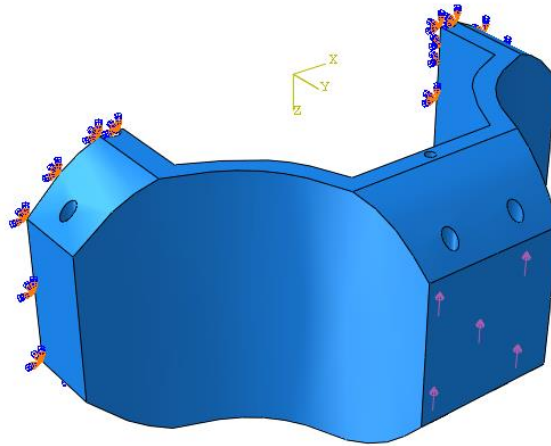


Figura 38. Vista de las cargas aplicadas en el cuerpo en el módulo Load

9.4 Cálculos del cuerpo

Tras haber introducido la geometría, el material y los valores de las cargas y las condiciones de contorno se procede a realizar el análisis mediante el módulo Job.

Los resultados obtenidos se muestran en las dos siguientes figuras, 39 y 40:

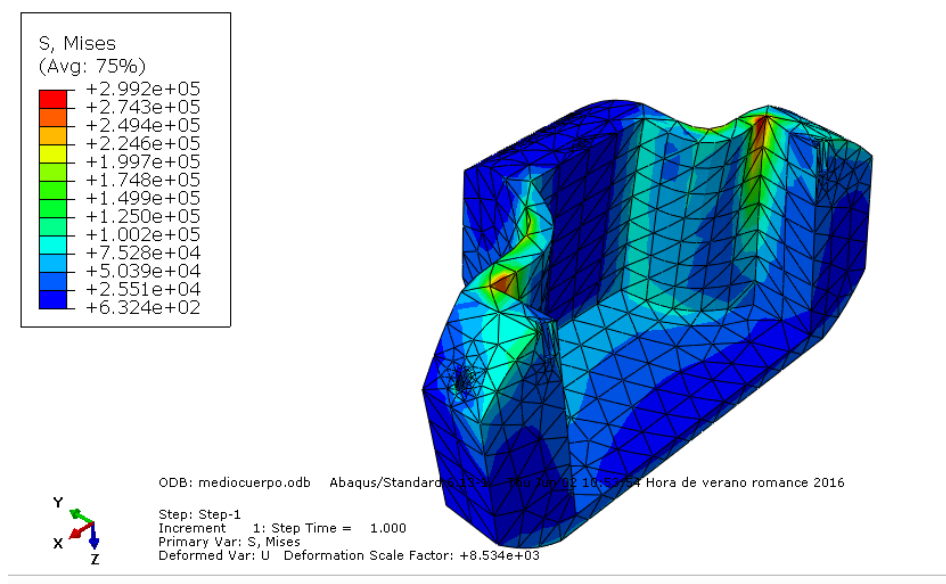


Figura 39. Vista de los valores de la tensión de Von Mises en el cuerpo

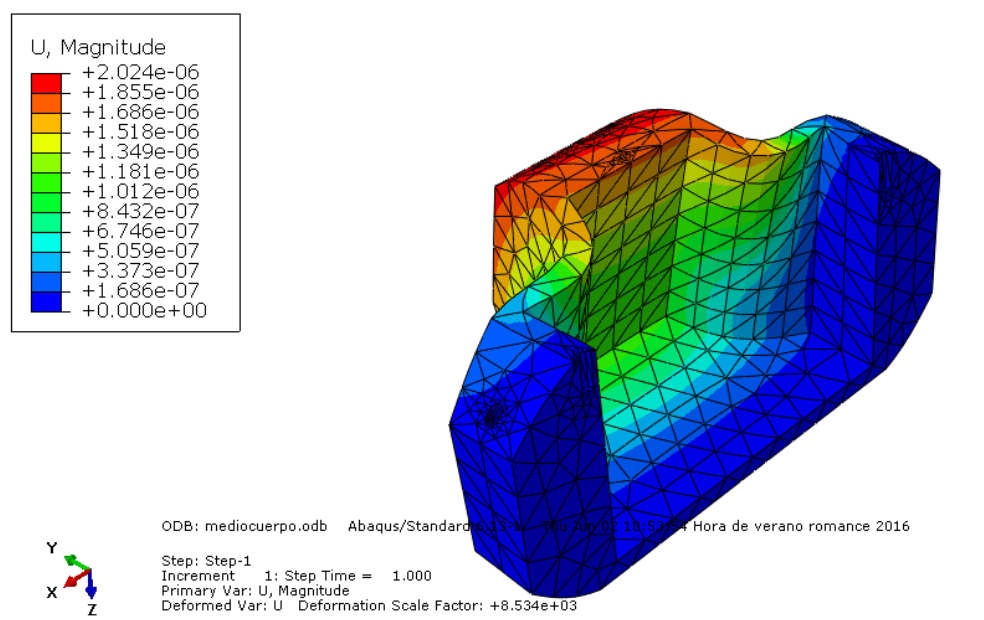


Figura 40. Vista de los valores de la deformación en el cuerpo

En los resultados obtenidos se puede observar que los valores de los esfuerzos y los desplazamientos obtenidos tienen un valor muy inferior en comparación a los obtenidos con el

brazo. Con este hecho se puede deducir que la geometría tomada es correcta para la función que tiene esta pieza.

El valor máximo de la tensión de Von Mises que se obtiene es de 29920 Pa o lo que es lo mismo 0.2992 MPa . EL valor de plastificación para este material, el PA66, es de 95 MPa por lo que el factor de seguridad obtenido para la pieza es de 317.5. Con este valor obtenido para el coeficiente de seguridad se puede asegurar que la pieza está fuera de peligro de sufrir un fallo durante el proceso de carga al que se verá sometido.

El valor del desplazamiento, al igual que la tensión, es muy bajo, por lo que se puede considerar que la pieza cumple con las especificaciones necesarias. El valor obtenido es de $2 \times 10^{-3} \text{ mm}$. Este valor, en comparación con el obtenido en el brazo, es insignificante. De manera que se puede deducir que esta geometría tomada es correcta para los esfuerzos a los que estará sometida.

Tabla 6. Tabla de resultados obtenidos para el cuerpo

DIMENSIONES	VALORES
Tensión máxima	0.299 MPa
Desplazamiento máximo	$2 \times 10^{-3} \text{ mm}$
Peso de la pieza	434.7 g

10. Proceso de diseño del tren de aterrizaje

10.1 Diseño de la estructura del tren de aterrizaje

La última parte de la estructura del dron que se va a estudiar es el tren de aterrizaje. La importancia del tren de aterrizaje reside en que esta parte debe ser capaz de aguantar el peso total del dron. Las únicas restricciones geométricas que esta pieza tiene es que debe encajar con la parte inferior del cuerpo del dron y dejar el suficiente espacio para la cámara, puesto que la misma irá situada en la parte inferior.

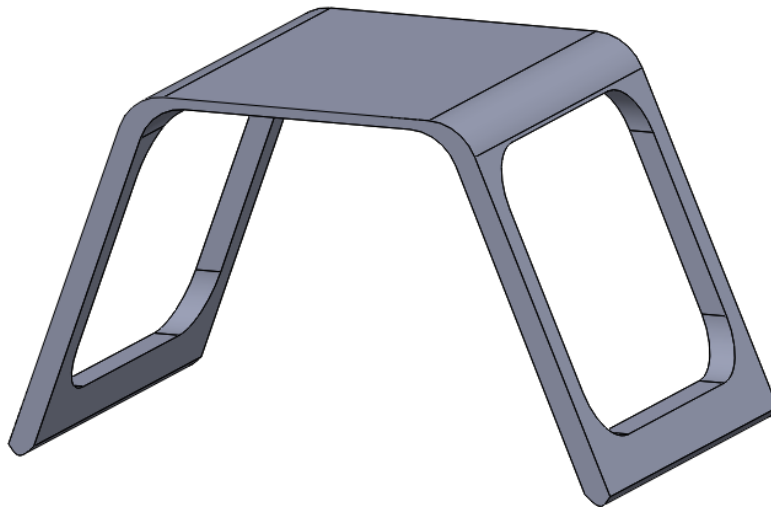


Figura 41. Vista isométrica del tren de aterrizaje en Abaqus

Con estos datos, el tamaño tomado para la base es de $70 \times 70 \text{ mm}^2$, mientras que la altura total será de 6 mm^2 . El resto de la geometría es diseñado con el único objetivo de que esta pieza tenga el menor peso posible.

En cuanto al material, el tren de aterrizaje se va a fabricar con PA66. Como tanto el cuerpo como el brazo se fabricarán de este material, se seguirán los mismos pasos que para las otras dos partes.

10.2 Fuerzas y mallado en el tren de aterrizaje

Para empezar a explicar el proceso seguido para el análisis del tren de aterrizaje se deben definir las cargas a las que este estará sometido. Como ya se ha comentado para los casos anteriores de estudio, el brazo y el cuerpo, se supone un peso máximo del dron de 3 Kg . Aunque es cierto que observando los resultados obtenidos para el peso del cuerpo y de los brazos se puede presuponer que el peso del total del dron va a ser bastante más bajo de los 3 Kg , en este análisis se va a mantener ese valor. En este caso es preferible realizar el análisis con un sobredimensionamiento. De esta manera si posteriormente el valor es menor, los resultados obtenidos de tensión y desplazamiento igualmente lo serían.

Por lo tanto, la carga a la que estará sometida esta parte será una presión a lo largo de toda su superficie de apoyo con el cuerpo. Para calcular el valor de esta presión basta con dividir la fuerza de 29.4 N , equivalentes a 3 Kg , entre el área la cual tiene una medida de 4900 mm^2 , obteniéndose un valor para la presión de 6000 Pa .

En la figura 42 se representan tanto las cargas como las condiciones de contorno a las que estará sometida la pieza.

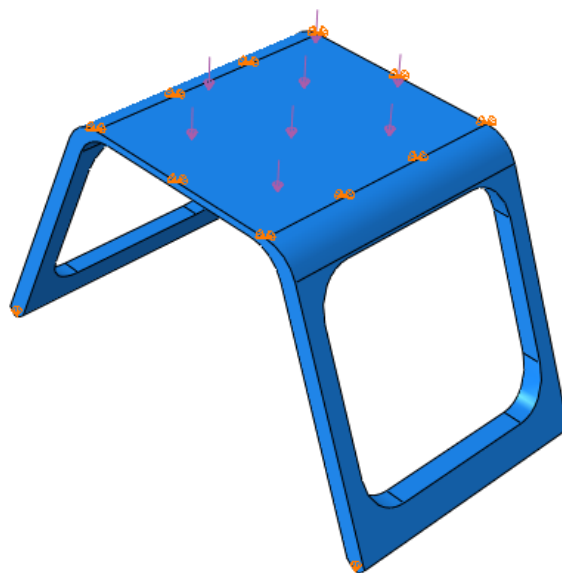


Figura 42. Vista de las fuerzas en el tren de aterrizaje

Por otra parte, las condiciones de contorno tendrán mucha importancia a la hora de realizar el análisis. Por un lado, se han fijado los movimientos en los ejes X e Y en las líneas de contorno de la superficie superior. Estas partes no deben sufrir desplazamiento ya que van unidas al cuerpo del dron mediante uniones atornilladas. Por otro lado, la parte inferior tiene restringido el movimiento en el eje Z de manera que se pueda realizar el análisis cuando el dron está apoyado en el suelo.

Respecto al mallado, al igual que en los diseños del brazo y cuerpo, estará formado por celdas de tipo tetraédrico debido a la geometría irregular que tiene esta pieza.

10.3 Resultados tren de aterrizaje

Se van a obtener valores para el desplazamiento y la tensión de Von Mises al igual que en los análisis previos. Los resultados se muestran en la figuras 43 y 44.

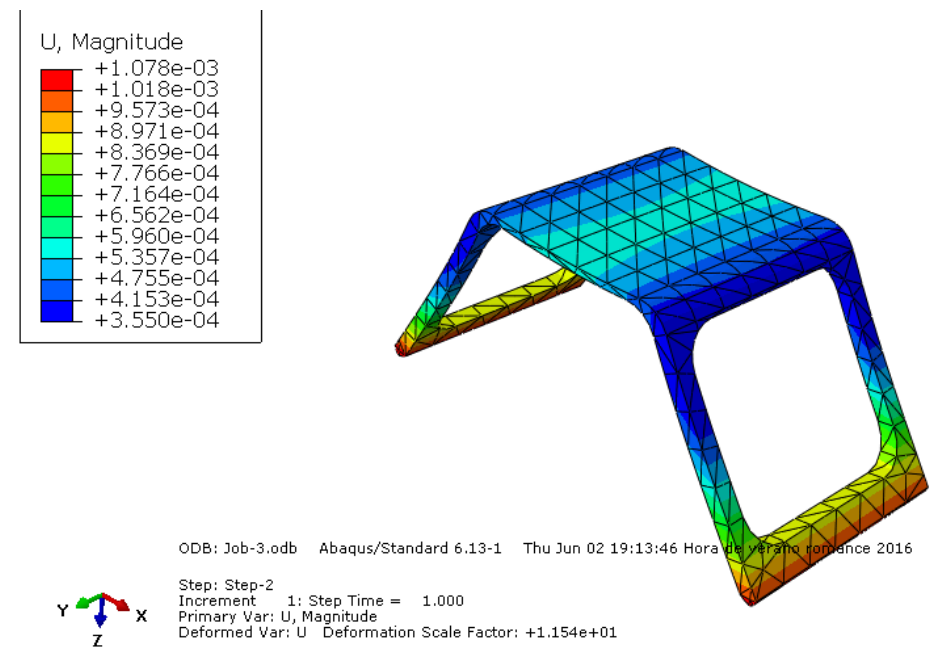


Figura 43. Vista de los desplazamientos en el tren de aterrizaje

Se puede observar que la zona con mayor desplazamiento es la de el apoyo del tren de aterrizaje con el suelo. EL valor de este desplazamiento es muy bajo por lo que no afectara al

comportamiento de la estructura. Además en una situación real existirá una fuerza de rozamiento entre el suelo y el tren de aterrizaje que se opone al movimiento de la parte inferior.

Respecto al apoyo del tren con el cuerpo, se puede observar un desplazamiento de valor bastante mas bajo que el del máximo desplazamiento. No debe crear preocupacion este desplazamiento pues el hecho de ambas partes vayan unidas añadira rigidez a la union.

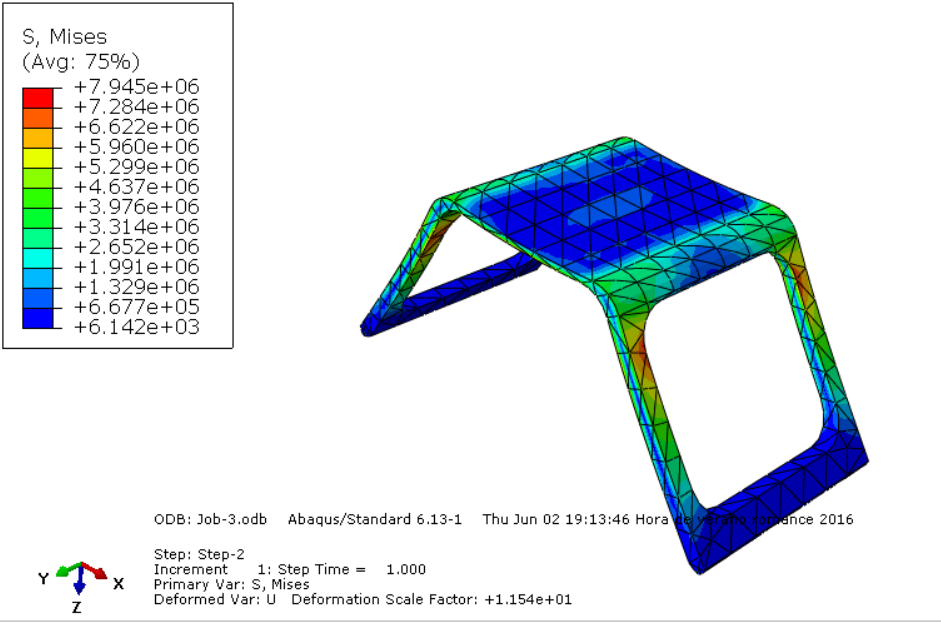


Figura 44. Vista de las tensiones de Von Mises en el tren de aterrizaje

El valor de la tensión máxima obtenida en este cálculo parte es mucho mayor que para el resto de partes. En este caso se obtiene un valor máximo para las tensiones de Von Mises de 7.95 MPa . Teniendo en cuenta que el material de fabricación sigue siendo el PA66, del cual ya se conocen sus propiedades mecánicas el valor obtenido para el factor de seguridad es de 11.95. Finalmente, se puede determinar que la esta pieza cumplirá con la función que requiere, que es la de aguantar el peso del dron cuando este esté apoyado en el suelo.

Tabla 7. Dimensiones del tren de aterrizaje

DIMENSIONES	VALORES
Peso total	39 g
Desplazamiento máximo	1.01 mm
Tensión máxima de Von Mises	7.95 MPa

11. Detalles estructurales del dron

Una vez se ha analizado mecánicamente cada una de las partes, y que se dispone de un diseño final de cada una de ellas, se acometerá el tratamiento de los detalles específicos de las piezas que componen el modelo.

Para ello se elaborará un listado donde aparte de nombrar, se presentará la forma final de la pieza respecto a dicha modificación. Los cambios a realizar son los siguientes:

- Unión entre el brazo y el cuerpo. El estudio tanto del brazo como del cuerpo se ha realizado considerando superficies de contacto planas y constantes. Sin embargo, para realizar la unión será necesario variar dichas superficies de manera que cuando se coloquen los tornillos respectivos, atraviesen ambas estructuras, realizando la unión oportuna.

En la figura 45 se muestra una de estas zonas de unión entre el cuerpo y el brazo, manteniendo intactos el resto de contactos para que el lector pueda comprobar fácilmente la diferencia.

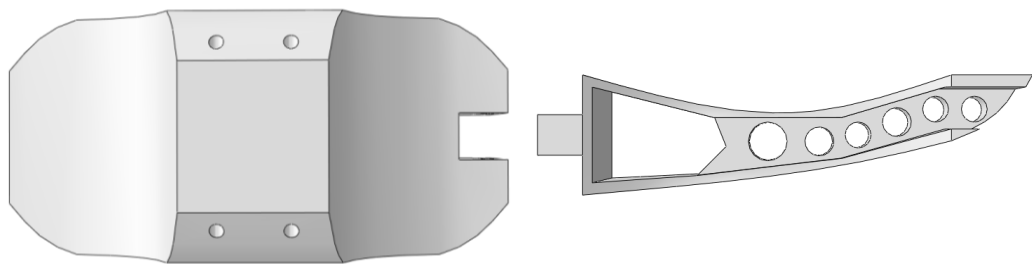


Figura 45. Detalle de la unión cuerpo-brazo

Respecto a la geometría de esta sección solo cabe destacar que se trata de un prisma de 40x14x15 mm, con orificios 4 mm de diámetro, para que los tornillos de unión puedan penetrar.

- Conexión de cables desde el cuerpo al motor. Debido a que la optimización del brazo no permite la presencia de huecos por los que pasar el cableado necesario para los

motores, se ha diseñado un orificio en la parte inferior que permite el paso los cables hacia el motor. Para que la disposición del cableado sea lo más segura posible, se utilizarán una serie de anillas colocadas en la parte inferior del brazo a modo de guía y de sujeción.

En la figura 46 se muestran tanto el orificio realizado en el cuerpo para dar salida al cableado como la guía acoplada al brazo, que permitirá la sujeción de los mismos.

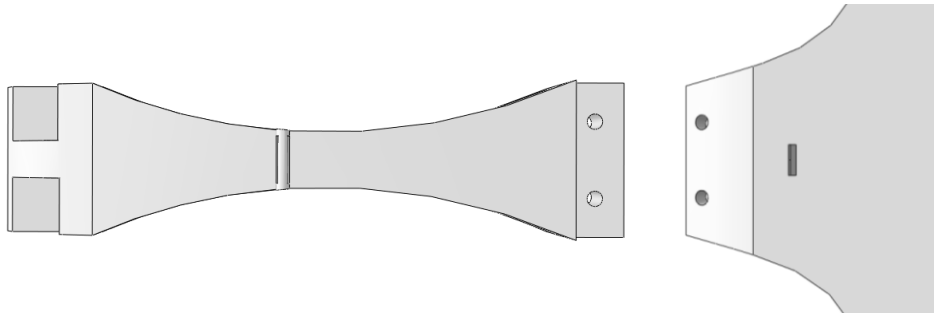


Figura 46. Vista de las modificaciones para el cableado de los motores

- Tapa del cuerpo. Por último, es necesario el diseño de la cubierta del cuerpo del dron. Como ya se ha comentado previamente la estructura del cuerpo es hueca con el fin de albergar todos los componentes externos. Para evitar que estos componentes estén expuestos a toda clase de agentes externos se cubrirán con una tapa. Dicha tapa estará dotada de ciertas zonas perforada para facilitar la ventilación de los componentes y así evitar su sobrecalentamiento.

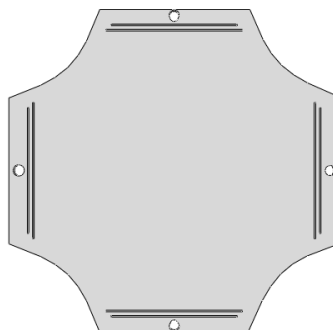


Figura 47. Tapa del cuerpo

12. Material

El material elegido para la fabricación es el PA66 con un 40% de fibra de vidrio. El PA66 es un material de la familia de los polímeros. Los polímeros son materiales formados por moléculas unidas entre sí formando cadenas o lo que es lo mismo, macromoléculas. En el caso del PA66 se trata de una poliamida, donde la molécula que se repite es la de la amida. Una amida está formada por los elementos [C-O-N-H], como se muestra en la siguiente figura 48.

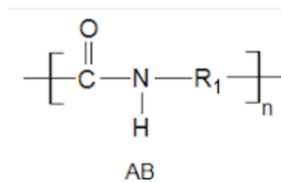


Figura 48. Representación de una molécula de amida

Una de las características de este material es que es termoplástico. Esto quiere decir que el material puede ser tratado térmicamente hasta llegar a estado líquido y posteriormente ser enfriado sin perder sus cualidades. En comparación, los polímeros termoestables cuando sufren un tratamiento térmico muy elevado quedan inservibles y pierden sus propiedades.

La posibilidad de poder tratar el material térmicamente será una gran ventaja ya que permite el uso de métodos de fabricación en los que se consigue un alto nivel de tolerancia para las piezas manteniendo sus propiedades mecánicas.

En siguiente tabla, figura 49, obtenida a través de la empresa Dupont, considerado el proveedor más importante de este material, se muestran las características mecánicas y térmicas del material. Se destaca el valor del módulo de elasticidad, que es de 10 *GPa*, el cual es necesario para introducir en el análisis del modelo. Así como la tensión de rotura que tiene un valor de 95 *MPa*.

Minlon® 10B40HS1 BK061

Minlon® 10B40HS1 BK061 is a 40% mineral reinforced, heat stabilized, black polyamide 66 resin for injection molding.

Property	Test Method	Units	Value DAM
Identification			
Resin Identification	ISO 1043		PA66-MD40
Part Marking Code	ISO 11469		>PA66-MD40<
Mechanical			
Stress at Break	ISO 527	MPa (ksi)	95 (13.8)
Strain at Break	ISO 527	%	2.5
Tensile Modulus	ISO 527	MPa (ksi)	10000 (1450)
Flexural Modulus	ISO 178	MPa (ksi)	9500 (1380)
Notched Charpy Impact Strength	ISO 179/1eA	kJ/m ²	
-40°C (-40°F)			2
23°C (73°F)			3
Thermal			
Deflection Temperature 1.80MPa	ISO 75-1/-2	°C (°F)	205 (401)
Melting Temperature 10°C/min	ISO 11357-1/-3	°C (°F)	263 (505)
CLTE, Parallel	ISO 11359-1/-2	E-4/C (E-4/F)	
-40 - 23°C (-40 - 73°F)			0.33 (0.18)
23 - 55°C (73 - 130°F)			0.36 (0.20)
55 - 160°C (130 - 320°F)			0.39 (0.22)
CLTE, Normal	ISO 11359-1/-2	E-4/C (E-4/F)	
-40 - 23°C (-40 - 73°F)			0.53 (0.29)
23 - 55°C (73 - 130°F)			0.66 (0.36)
55 - 160°C (130 - 320°F)			1.1 (0.61)

Figura 49. Propiedades mecánicas y térmicas del PA66

Una propiedad del material que es fundamental para el cálculo y que no aparece en esta tabla es el coeficiente de *poisson*. Este valor se ha obtenido a mediante cálculos en otras bases de datos, obteniendo así un valor en torno al 0.32 y 0.34. En este caso para utilizar un valor promedio se tomará como valor del coeficiente de *poisson* 0,33.

En esta tabla, figura 50, se pueden observar distintas propiedades, tales como la densidad, que obviamente será necesaria para la realización del proyecto, pues a través de la densidad se obtendrá el valor final del peso total de la estructura. Así mismo, se pueden extraer de esta tabla algunas temperaturas relacionadas con el proceso de inyección. Estas temperaturas se utilizarán para explicar con mayor calidad el proceso de fabricación de la pieza.

Minlon® 10B40HS1 BK061

Property	Test Method	Units	Value
			DAM
Flammability			
Flammability Classification 0.71mm	IEC 60695-11-10		HB
Other			
Density	ISO 1183	kg/m ³ (g/cm ³)	1510 (1.51)
Molding Shrinkage	ISO 294-4	%	
Normal, 2.0mm			0.9
Parallel, 2.0mm			0.4
Mold Shrinkage		%	
Flow, 1.6mm (0.062in)			0.4
Flow, 3.2mm (0.125in)			0.4
Flow, 6.4mm (0.25in)			0.6
Transverse, 1.6mm (0.062in)			0.9
Transverse, 3.2mm (0.125in)			0.9
Transverse, 6.4mm (0.25in)			1.1
Processing			
Melt Temperature Range		°C (°F)	285-305 (545-580)
Melt Temperature Optimum		°C (°F)	295 (560)
Mold Temperature Range		°C (°F)	70-120 (160-250)
Mold Temperature Optimum		°C (°F)	100 (210)
Drying Time, Dehumidified Dryer		h	2-4
Drying Temperature		°C (°F)	80 (175)
Processing Moisture Content		%	<0.20

Figura 50. Propiedades generales y de proceso del PA66

13. Uniones

El hecho de que el diseño del modelo completo se haya realizado pieza por pieza y no todo como un bloque hace necesario el estudio de las uniones entre las distintas piezas.

El tipo de unión que se utilizará será la atornillada mediante tornillos de acero. Para el estudio de dichas uniones se realizará un análisis de los coeficientes de seguridad obtenidos para los distintos tipos de fallos a los que la unión está sometida. Los coeficientes de seguridad se han obtenido mediante una hoja de cálculo Excel.

Como introducción, previo al análisis de los valores obtenidos, se realizará una breve explicación teórica de cada uno de los fallos, así como la fórmula de cálculo para sus respectivos coeficientes de seguridad. Para ello es necesario introducir una serie de parámetros que serán necesarios en los cálculos posteriores.

$$P_{nominal} = K_1 \sigma_{yield} A_{stress}$$

$$P_{máximo} = 1.15 P_{nominal}$$

$$P_{mínimo} = 0.85 P_{nominal}$$

$$T_{apriete} = K_2 P_{nominal} \phi_{tornillo}$$

Donde $K_1 = 0.65$ y $K_2 = 0.14$ y son constantes fijadas por la hoja de cálculo y σ_{yield} y A_{stress} se refieren a la tensión de plastificación y el área de estrés del tornillo.

Los modos de fallo que se van a estudiar son los siguientes:

- Fallo por gapping. Este fallo es provocado por un fallo del apriete del tornillo, lo que provoca que puedan existir espacios, “gaps”, entre las dos superficies a unir. EL factor de seguridad complementario a este tipo de fallo viene dado por la siguiente fórmula:

$$CS_{gapping} = \frac{P_{mínimo}}{(1 - nK_3)F_t} - 1$$

- Fallo por “slippage”. Este tipo de fallo es provocado por el deslizamiento entre las dos superficies a unir. Para obtener su coeficiente de seguridad se calculará un cociente entre la tensión cortante permitida por el tornillo y la tensión cortante a la que está sometido el tornillo.

$$CS_{slippage} = \frac{Q_{permitido}}{Q} - 1$$

- Fallo por tracción. Este fallo es provocado por la tensión de tracción que se crea en el tornillo debido a la acción de las dos superficies al intentar separarse la una de la otra.

$$CS_{tracción} = \frac{\sigma_{ult} A_{stress}}{P_{máximo} + K_3 F_t} - 1$$

Una vez se han definido los modos de fallo que se van a estudiar, es necesario introducir los datos geométricos de los tornillos utilizados, así como el material de estos. Dichos parámetros aparecen representados en la siguiente tabla 3.

Tabla 3. Datos de los tornillos

Diámetro del tornillo (mm)	4
Área de stress (mm^2)	25
Diámetro de cabeza de tornillos	6
Resistencia a yield (MPa)	900
Resistencia última (MPa)	1000
Módulo de elasticidad (MPa)	210000
Tensión admisible a cortadura (MPa)	519.6

Las zonas de estudio de los tornillos serán 3: Las uniones entre los brazos y el cuerpo, la unión del tren de aterrizaje con el cuerpo, y la unión de la tapa del cuerpo. En la siguiente tabla se muestran los valores para los coeficientes de seguridad obtenidos en cada uno de los modos de fallo para cada uno de los casos citados.

Tabla 4. Coeficientes de seguridad para las uniones

	$CS_{gapping}$	$CS_{slippage}$	$CS_{tracción}$
Cuerpo-brazo	4491.3	371	0.49
Cuerpo-tren de aterrizaje	2993.9	247	0.49
Cuerpo-tapa	1569.7	1302.98	0.49

Los datos obtenidos para los coeficientes de seguridad en cada uno de los casos son satisfactorios pues todos tienen un valor positivo. Este factor asegura que las uniones serán capaces de soportar las cargas a las que estarán sometidas. El caso más llamativo es el del

coeficiente de seguridad de las uniones a tracción, en el que para los tres casos se obtiene un valor más cercano a 0. Sin embargo, este valor se considerará como bueno pues asegura un comportamiento óptimo de la unión con hasta un incremento del 49% en las fuerzas ejercidas.

14. Método de fabricación

Para la fabricación de todas las piezas de la estructura el método elegido es el moldeo por inyección. El moldeo por inyección es uno de los métodos más utilizados para la obtención de productos plásticos gracias a la posibilidad de poder realizar piezas con tolerancias muy pequeñas, el hecho de que las tecnologías involucradas en el proceso estén altamente desarrolladas y la versatilidad del proceso, tanto en formas como en materiales que se pueden utilizar.

El proceso cuenta con 4 pasos que se suceden de la siguiente manera:

- 1) Avance del grupo de inyección.
- 2) Inyección del material fundido en el molde frío y cerrado.
- 3) Refrigeración y solidificación de la pieza, mientras, el grupo de inyección retrocede.
- 4) Una vez el material ha plastificado, apertura del molde y extracción de la pieza.

Una de las grandes ventajas de este proceso es la capacidad de repetición. Al poder automatizar el proceso, los pasos citados anteriormente se pueden repetir cíclicamente de manera que la cantidad de piezas realizadas en pequeños espacios de tiempo puede ser muy elevada en comparación con otros procesos como, por ejemplo, la impresión 3D.

En la figura 51 se muestra un ejemplo tanto de los elementos que componen la maquinaria tipo utilizada para el proceso moldeo por inyección, así como de los pasos de los que consta dicho proceso: Inyección, molde y cierre.

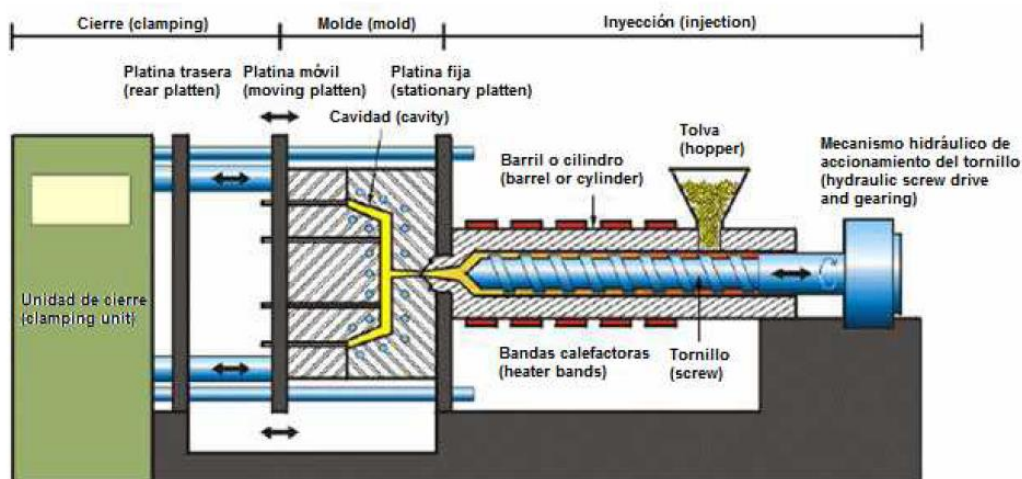


Figura 51. Maquinaria utilizada en proceso de inyección por molde

Para que la pieza obtenida por este método tenga la calidad adecuada, se debe tener especial atención a los ajustes de temperaturas, presiones y tiempos del proceso.

Las temperaturas que se deben controlar con más cuidado son la de fundición del material y la del molde. En cualquier caso, un error en cualquiera de estos dos valores no sea el adecuado, puede provocar fallos importantes en la pieza como, por ejemplo, una distribución no uniforme del material a lo largo del molde.

En cuanto a la presión necesaria, dependerá del tipo de molde y podrá acarrear fallos de no uniformidad en la distribución del material en la pieza. Si por ejemplo se realiza el llenado de molde con una presión inferior a la necesaria, podrían llegar a quedar partes sin rellenar, por lo que la pieza final resultaría defectuosa y podría conllevar fallos a posteriori.

Respecto a los tiempos del proceso, es importante sobretodo controlar la etapa de enfriamiento, de manera que el molde no sea retirado antes de tiempo, lo que provocaría una solidificación incompleta, tal y como se requiere en el proceso.

A continuación, se muestra la Tabla 8 con las propiedades para la utilización del PA66 en el proceso de fabricación de las piezas del dron.

Tabla 8. Propiedades para la fabricación con PA66

Rango de temperatura de fundición	285-305 (°C)
Temperatura de fundición óptima	295 (°C)
Rango de temperatura del molde	70-120 (°C)
Temperatura del molde óptima	100 (°C)
Tiempo de secado	2-4 horas
Temperatura de secado	80 °C)

15. Diseño de la configuración de componentes

Una vez finalizado el diseño completo de la estructura, en la siguiente fase del proyecto se debe seleccionar el resto de componentes que formarán el dron. Se realizará una breve introducción de cada uno de ellos antes de comenzar con los cálculos necesarios para optimizar estos componentes. En la misma, se indicará el funcionamiento e importancia de cada uno de ellos. Así mismo, será necesario introducir los parámetros más importantes de cada uno de los componentes para así poder realizar posteriormente una comparación correcta y entendible.

15.1 Motores

El motor es uno de los componentes más importantes para la construcción del dron. El tipo de motor utilizado más comúnmente en este mundo es el motor brushless, que traducido literalmente al español significa sin escobillas. Este tipo de motor a diferencia de su predecesor en el tiempo, el motor eléctrico con escobilla, es mucho más adecuado en este tipo de casos en los que el tamaño es reducido.

El método de funcionamiento de estos motores es el siguiente: el rotor gira debido a que se siente atraído por un imán, el cual es necesario que cambie de polaridad constantemente para poder mantener un giro continuo del rotor. Este cambio de polaridad se realiza a través de las escobillas en los motores que las tienen y de la electrónica en el caso de los motores brushless. El gran problema de las escobillas está derivado de que éstas funcionan mediante fricción, ya que la polaridad del imán cambia cuando el rotor alcance estas pestañas (escobillas). En motores de gran tamaño esta fricción produce pérdidas que se pueden considerar como despreciables. Sin embargo, en motores de pequeño tamaño, como los que son necesarios en un dron, estas pérdidas son negativas para el funcionamiento del dron en sí.

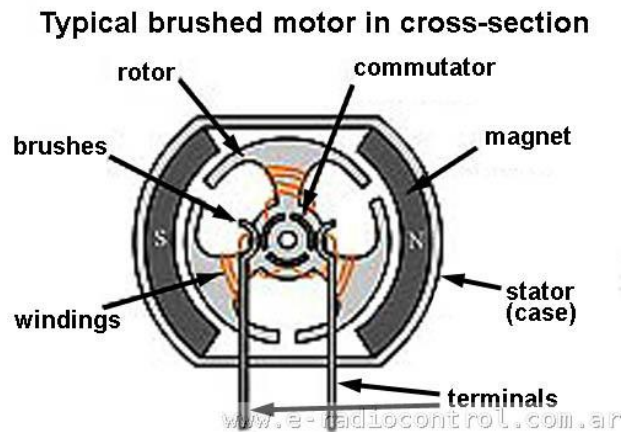


Figura 52. Esquema de partes de un motor brushless

Otra de las características principales de los motores brushless es que estos motores trabajan con corriente trifásica. Esto no sería problema salvo porque las baterías trabajan con corriente continua. Es decir que es necesario cambiar el tipo de voltaje que se recibe de la batería. Para este proceso se utilizará un variador de corriente, que se comentará posteriormente en otro apartado. No obstante, se debe explicar que es lo que ocurre una vez el variador ha cambiado el tipo de corriente, para ello es necesario apoyarse en la Figura 53.

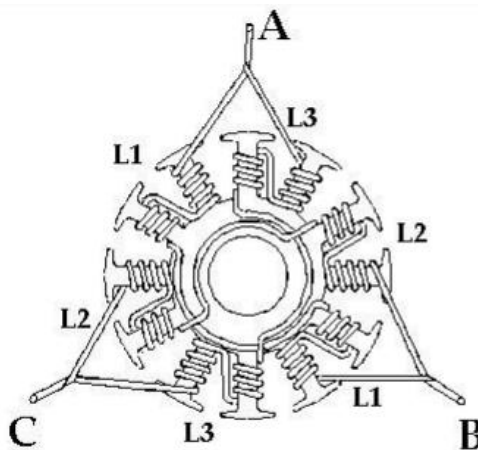


Figura 53. Circuito de eléctrico en el interior de un motor brushless

Los motores brushless cuentan con tres tipos de bobinas que en el caos de la figura son L1, L2 y L3, que podrán estar conectados en triangulo o en estrella. Ya sea la conexión de triangulo o de estrella se obtienen 3 puntos de conexión A, B y C desde los que se llevara el cable del variador

al motor. El número de polos del motor determina el control que se va a tener sobre el motor, es decir, a mayor número de polos mayor control en el funcionamiento del motor.

El factor “Kv” de un motor es otro de sus parámetros fundamentales. Este parámetro indicia el número de revoluciones por minuto a las que es capaz de girar el motor por Voltio aplicado. Es decir que si se tiene un motor de 2300 Kv al cual se le aplican 10 V, la velocidad máxima a la que ese motor podrá girar será de 230000 rpm. Como ocurre con los motores puramente mecánicos, el hecho de aumentar la velocidad del motor hará que disminuya el par y viceversa. Si se quiere montar un dron rápido y ligero será mejor aumentar la velocidad, es decir el factor Kv. Si por el contrario se tiene un dron pesado que requiere mucho empuje, será mejor elegir un motor con un menor Kv y que proporcione un mayor par.

15.2 Variadores

El variador es un componente vital para el funcionamiento correcto del circuito del dron. Los variadores son los encargados de transformar la energía de las baterías de manera que pueda ser aprovechada por los motores. Como las baterías suministran corriente continua y los motores necesitan corriente trifásica, se necesita de los variadores para que realicen estén cambio.

El variador o ESC, por sus siglas en inglés “Electronic Speed Controller”, tiene como función, como su propio nombre indicia, controlar la velocidad a la que gira el motor. Para ello este componente está conectado a un receptor. Este receptor capta las señales enviadas desde el mando de control por la persona que esté pilotando y las transforma en variaciones de la velocidad del motor.

Para la explicación de las conexiones necesarias y el funcionamiento del variador se va a utilizar como apoyo la figura 54, que esquematiza la conexión del circuito.

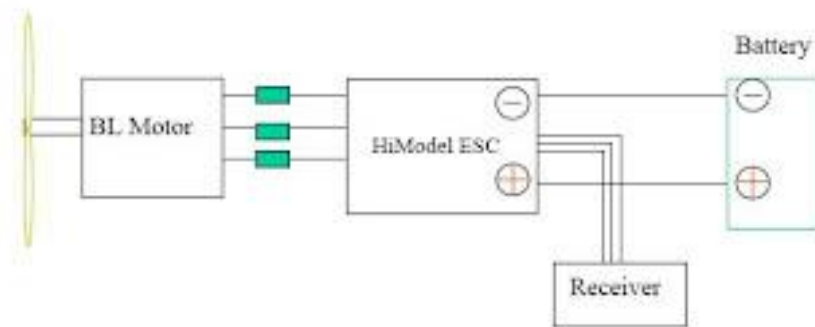


Figura 54. Conexión de variador

Como se puede ver en el esquema, la batería solo tiene 2 salidas, una positiva y otra negativa, esto es porque las baterías trabajan con corriente continua. Como ya se ha comentado previamente, los motores necesitan de corriente trifásica para su funcionamiento, de ahí que del variador al motor salgan tres cables de conexión. Es aquí donde aparece la primera función del variador, cambiar el tipo de corriente de manera que la carga que viene de las baterías pueda ser aprovechada por los motores.

Respecto al sentido de giro de los motores, simplemente dependerá de la configuración de los tres cables que van del variador a los motores. Es decir que, si se tiene un giro horario, por ejemplo, y se quiere cambiar el sentido, bastaría con cambiar dos de las tres conexiones existentes entre los dos componentes.

Se debe tener en cuenta que el voltaje de los receptores debe ser controlado puesto al estar suministrado por las baterías, el mismo debería de ser el necesario para su buen funcionamiento. Un aumento o disminución del mismo podrían traer consigo un fallo en el vuelo del aparato. Para que esto no ocurra, los variadores pueden incluir también un componente llamado BEC, "Battery Elimination Circuit". Este componente, conecta directamente las baterías a los receptores con el voltaje exacto que estos necesiten, evitando así futuros problemas con estos componentes.

En la figura 55 se muestra los componentes, incluyendo el BEC, y su conexionado.

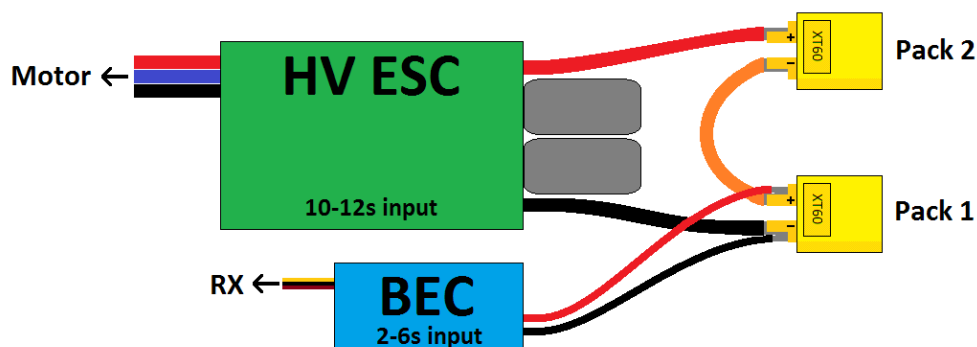


Figura 55. Conexión de variador con BEC

15.3 Baterías

Las baterías son la principal demanda energética, tanto para la propulsión como para la electrónica de control y cámara del multirrotor. Las baterías de tecnología actual más desarrollada y que proporcionan la mayor densidad energética posible son las de Polímero de Litio (LiPo). Existen, así mismo, baterías de Metal-Aire y de Sodio que están en proceso de ser desarrolladas y que una vez sean perfeccionadas aumentarían las prestaciones de las de polímero de Litio.

Las baterías elegidas para el dron son las de tipo LiPo que son las que más comúnmente se utilizan en los sistemas eléctricos radiocontrol, ya sean coches teledirigidos, aviones o multicopteros.

Si se comparan estas baterías con otro tipo de baterías que pueden tener las mismas aplicaciones, como pueden ser las baterías de NiCd o NiHM, se puede observar fácilmente porque son las baterías LiPo las que más abundan en este mercado. Y es que las baterías LiPo no solo son capaces de almacenar gran capacidad en un tamaño reducido, prácticamente el doble que una batería NiHm, sino que además tienen una tasa de descarga más alta que el resto de baterías.

Para poder hacer una selección correcta de la batería hay varios parámetros de estas que deben ser mencionados y explicados previamente. Estos parámetros son el voltaje, la capacidad y la velocidad de descarga.

El voltaje o tensión es un parámetro que mide, en Voltios, la diferencia de voltaje entre dos puntos, es decir, la diferencia del nivel de energía que provoca que los electrones se muevan de un punto a otro. Si tenemos un voltaje nulo o igual a 0 significará que no hay movimiento de electrones y por lo tanto no habrá corriente eléctrica. Las baterías LiPo están fabricadas con

celdas de 3.7 Voltios, por lo que dependiendo de la tensión requerida en cada caso se deberá elegir la configuración adecuada.

La capacidad de una batería se expresa en amperios hora (Ah) y expresa la cantidad de electricidad que la batería puede almacenar durante la carga y devolver durante el proceso de descarga. Si, por ejemplo, se tiene una batería de 500Ah, esto significaría que esta batería es capaz de dar una corriente de 50A durante 10 hora o bien 5A durante 100 horas.

Una vez se han comentado los dos anteriores parámetros, el voltaje y la capacidad, se deben mencionar los distintos tipos de configuraciones existentes, que permitirán obtener los valores de voltaje y capacidad necesarios para el dron. Existen dos tipos de formas de configuración que deben ser explicadas, en serie y en paralelo.

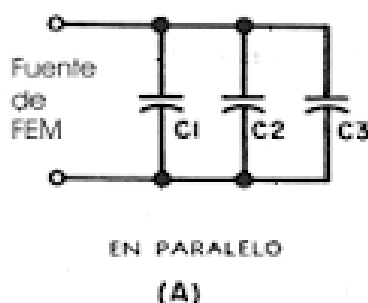


Figura 56. Baterías en paralelo

Tanto para el caso de una conexión en paralelo como en una conexión en serie se debe comentar cuales son los valores de salida, tanto de voltaje como de capacidad, obtenidos de la suma de celdas.

En el caso de que dos celdas estén conectadas en paralelo el voltaje de estas debe ser el mismo, de manera que el voltaje total obtenido sea el mismo que el de una sola celda. Como los extremos de cada celda están conectados en un mismo punto, el voltaje se mantiene. En cambio, en cuanto a la capacidad total obtenida, esta será iguala a la suma de las capacidades de cada celda. Las celdas que se van a colocar en la configuración, al igual que con el voltaje, deberán tener la misma capacidad.

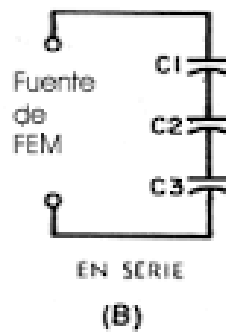


Figura 57. Baterías en serie

En el caso de tener una configuración en serie con un número “N” de celdas, la intensidad que circulará por cada una de ellas será la misma. Como todas las celdas son además iguales, la caída en bornes del conjunto o pack será la suma de N tensiones iguales. De forma que podemos decir, que el conectar N celdas iguales en serie, es igual a multiplicar por N el valor de la tensión de una celda.

La velocidad de descarga de las baterías viene por dos dígitos expresados de la siguiente forma, 40/50C. El primer dígito expresa la velocidad de descarga de forma constante y el segundo de la forma puntual. Las unidades de estos valores son h^{-1} , por lo que si por ejemplo, se tiene una batería de 2000mAh con una velocidad de descarga de 40 C, esta será capaz de descargar 80 A en una hora.

15.4 Hélices

Para la selección de las hélices se deben conocer dos valores: el diámetro y el paso. Ambos valores se suelen expresar en pulgadas, sabiendo que una pulgada equivale a 2.54 cm, en unidades del sistema internacional. Por esto los modelos de hélices se representan con dos dígitos, donde el primer dígito hace referencia a la medida del diámetro y la segunda al paso, en pulgadas.

El diámetro de las hélices no solo afectará a la geometría del dron, sino que además tendrá su consecuencia en el comportamiento de este. Cuanto más grande sea el diámetro de la hélice, mayor será la cantidad de aire que este empuje. Esto implicará que el dron será capaz de desplazarse a una mayor velocidad. Sin embargo, cuanto mayor sea el tamaño, mayor será el

consumo de intensidad por parte del motor. Es decir, se necesita buscar un equilibrio entre velocidad y consumo de los motores para elegir el tamaño de hélice adecuado para el modelo.

El paso es un factor que mide la distancia que avanza la hélice en un giro completo. Se adjunta la figura 59 para una mejor comprensión de la medida de este valor. En cuanto a su valor cabe destacar que al igual que el diámetro, cuanto mayor sea este, mayor velocidad será capaz de alcanzar el dron. Por contra, al aumentar el paso también aumenta la inestabilidad de vuelo.

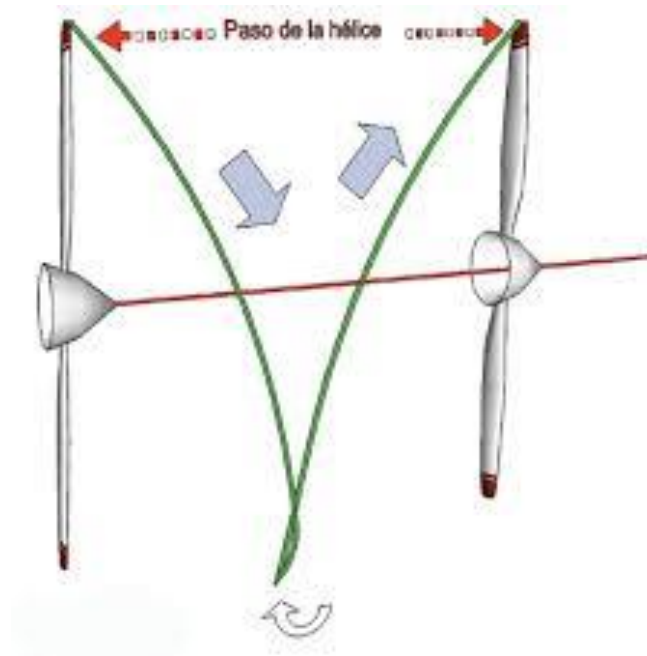


Figura 58. Muestra de paso de hélice

En cuanto al motor, se debe tener en cuenta que para motores con un valor pequeño de “Kv” se podrán utilizar hélices más grandes y con mayor paso. En cambio, si el de “Kv” del motor es bajo, convendrá que el tamaño de las hélices sea menor.

16. Cálculo de componentes

Para una correcta elección de la configuración de componentes necesaria para conseguir un vuelo óptimo se deben tener muchos factores en cuenta. Se debe conseguir que todos los componentes trabajen de manera ideal.

Por ejemplo, se necesita que el motor entregue el empuje necesario. A pesar de que en el mercado se podrán encontrar muchos motores capaces de entregarnos este esfuerzo, se tendrá que tener en cuenta para su elección el tipo de hélices, los variadores o las baterías que suministrarán la corriente eléctrica.

La elección de los componentes de manera que todos ellos trabajen a su máximo rendimiento es la mayor dificultad en este apartado. El hecho de realizar este proceso iterativamente, es decir, probando distintos valores para cada componente, alarga mucho el proceso en cuanto a tiempo.

Ante la dificultad que surge para realizar los cálculos completos de todos y cada uno de los elementos, se contempla la utilización de una herramienta que los simplifique. La herramienta que se va a utilizar es “eCalc”. “eCalc” permite la simulación, cálculo, evaluación y diseño de configuraciones para aparatos de radiocontrol (RC).

Esta herramienta no solo permite calcular las configuraciones para multirrotores, como es el caso de estudio, sino que igualmente permite realizar cálculos de aparatos de radiocontrol, como aviones, helicópteros y jets eléctricos.

16.1 Herramienta de cálculo “eCalc”

Para comprender mejor el proceso de introducción de datos requeridos por la herramienta para llegar a la configuración final, se muestra en la figura 60 muestra la pantalla principal desde la se van a realizar los cálculos. A través de la misma, se explicará paso a paso los datos que deben ser introducidos.

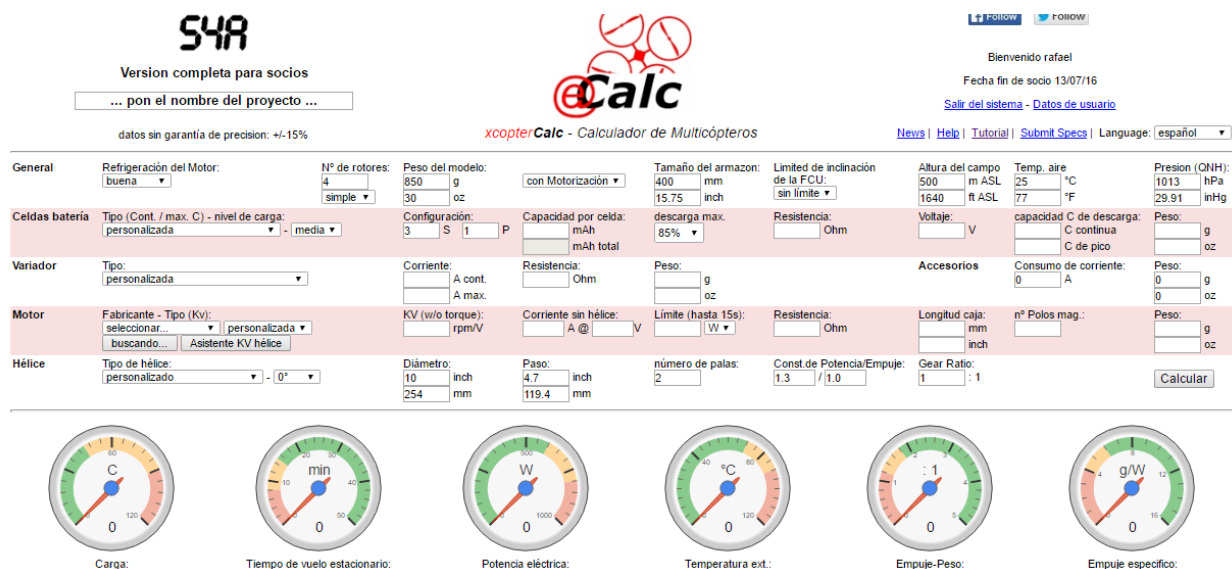


Figura 59. Pantalla principal de "eCalc"

Se puede observar que la página está formada por dos grandes bloques. En el primero se encuentran presentados todos los componentes necesarios para realizar un vuelo con el dron. Para empezar, el programa requiere la introducción de algunos datos de la geometría del cuerpo del dron, tales como el tamaño del armazón, el peso del mismo y el número de rotores que tendrá el aparato. Así mismo, se permite en este primer paso, la elección de algunas características del ambiente, como pueden ser la temperatura o la presión exterior, para los casos en los que se requiera hacer un estudio especial por la aplicación del dron.

A continuación, se debe introducir el tipo de batería que se va querer utilizar. Para la elección de la batería se cuenta con un amplio abanico de tipos de batería, siendo estos agrupados por la velocidad de descarga. Dentro de cada velocidad de descarga, se puede elegir una gran cantidad de capacidades distintas que varían desde los 150 mAh hasta los 16000 mAh. Además, en este apartado se debe seleccionar la configuración que las baterías tendrá, teniendo en cuenta cuantas celdas que se necesitarán en serie y cuantas en paralelo. Cabe destacar que todas las celdas incluidas para los cálculos tienen un voltaje de 3.7 V.

El variador será el siguiente componente a elegir. En este caso, simplemente se permite elegir la intensidad que circulará por este, de manera que la intensidad suministrada al motor no supere nunca este límite.

Seguidamente, se deberá seleccionar el motor. En el desplegable se podrá seleccionar entre un amplio catálogo. Para facilitar la selección, se incluye una herramienta a la que llama "asistente

de hélice”, en la cual, introduciendo algunos datos como “Kv” y las dimensiones del dron, la propia página buscará en el catálogo los motores que cumplen dichas especificaciones. Una vez seleccionado el motor, aparecerán en la página algunos datos importantes como el peso, las dimensiones o la intensidad consumida por éste.

Por último, se deberá elegir el tipo de hélice, seleccionando el diámetro y paso de la hélice.

Para mostrar los resultados de los datos obtenidos, la página se apoya en una serie de indicadores que muestran algunas de las características más importantes de la configuración, tales como empuje, tiempo de vuelo, o potencia del motor. Estos indicadores muestran las escalas con 3 colores: rojo amarillo y verde. Donde el rojo sería un valor no deseado, el amarillo un valor que podría requerir de precauciones por estar muy próximo al límite y el verde un valor correcto para dicha propiedad.

Además de estos indicadores, se incluyen algunos datos de interés de cada componente, así como gráficas de apoyo para la explicación del comportamiento de la configuración.

16.2 Introducción al diseño de componentes

Como se comentó en la introducción al programa de cálculo, “eCalc”, el primer paso para poder realizar los cálculos de la configuración es conocer los valores geométricos del cuerpo completo del dron. El programa necesita que se rellenen tres valores: número de rotores, peso completo del aparato y longitud del armazón.

En cuanto al número de rotores y la longitud del armazón se introducirán los valores que ya han sido fijados previamente en el diseño estructural del cuerpo del dron. Se conoce que el número total de rotores es de 4 y que la dimensiones totales de la estructura son $440mm \times 440mm \times 15mm$. Por lo tanto, el valor necesario introducir respecto a la longitud total del armazón es de $440mm$.

Para el cálculo del peso total del aparato es necesario conocer la configuración completa del dron. Se conoce el peso total de la estructura, el cual tiene un valor de 654.7 g . Como para el análisis se necesita un valor muy aproximado del peso, se va a introducir un valor de 700 g , ya que el peso se verá incrementado por la presencia de los tornillos y el resto de componentes de unión.

Debido a que el proceso de cálculo de los componentes es muy complicado, no se puede elegir componente a componente, sino que se debe elegir una configuración completa. Esto es debido a que un mínimo cambio en uno de los componentes, como puede ser el aumento de un centímetro en el paso de las hélices, lleva a un gran cambio en el comportamiento global del dron. Por ello, el proceso de obtención de la configuración final es iterativo, y resulta de la prueba de varias configuraciones hasta conseguir una que cumpla con todas las especificaciones deseadas.

Como el proceso iterativo, es muy largo y en él se han comprobado muchísimos casos, se va a simplificar haciendo una comparación entre 3 casos. Entre estos tres casos se encuentra la configuración finalmente escogida.

16.3 Inicio de la elección de componente. Baterías

Para la realización de una comparación correcta entre tres modelos y que esta tenga sentido tiene que haber al menos uno de los componentes que se mantenga fijo. Como se ha comentado previamente, el hecho de que se varíe cualquiera de los componentes, por mínimo que sea este cambio, producirá un cambio inmenso en las cualidades del conjunto.

Ante la obligación de fijar al menos uno de los componentes, se ha decidido fijar el valor de las baterías. Esto es porque es el componente con mayor restricción de espacio, pues debe ir incluido en el interior del cuerpo del dron. En cuanto a los otros componentes, el variador, por ejemplo, dependerá del motor y la batería, debiendo ser capaz de soportar la intensidad que tiene que circular a través de él.

Con esta premisa tomada se procede a buscar la configuración para las baterías. Para empezar, el voltaje necesario en este tipo de aparatos es de 11.1 V. Como las celdas de batería más simples tienen un voltaje de 3.7 V, será necesario que la configuración sea 3S, es decir de tres baterías en línea. Al colocar las baterías en serie los voltajes se sumarán, obteniendo finalmente un voltaje total de 11.1 V.

Una vez se ha tomado la decisión en cuanto a la configuración respecto del voltaje, se necesita tomar una decisión en cuanto a la capacidad de las baterías. Para que el dron tenga el mayor tiempo de vuelo posible, el objetivo debe ser acumular la mayor cantidad de capacidad posible.

Para ello, la solución es colocar celdas de batería en paralelo, de esta manera las capacidades se sumarán.

Para obtener una configuración correcta, como se ha comentado, la única restricción respecto de las baterías es el espacio, pues estas deben ir incluidas en el interior del cuerpo del dron. Por lo tanto, se buscará a través de un catálogo, la batería que tenga la mayor capacidad y menor tamaño, para así poder colocar varias de ellas en paralelo. Se debe tener en cuenta que, como se ha comentado previamente, las baterías irán conectadas en serie de tres en tres, por lo que debe haber espacio para estos bloques.

Lithium polymer battery 4000mAh - 10000mAh

No.	model	voltage	capacity (mAh)	length (mm)	width (mm)	thickness (mm)	weight (g)
572	LP8535135	3.7	4100	135	35	8.5	83.0
573	LP8835135	3.7	4200	135	35	8.8	82.0
574	LP7044125	3.7	4200	125	44	7.0	80.5
575	LP7544125	3.7	4200	125	44	7.5	80.0
576	LP7545135	3.7	4500	135	45	7.5	90.0
577	LP8545135	3.7	5300	135	45	8.5	105.0
578	LP8845135	3.7	5500	135	45	8.8	103.5
579	LP5548166	3.7	4300	166	48	5.5	87.0
580	LP6048166	3.7	4700	166	48	6.0	96.0
581	LP6548166	3.7	5300	166	48	6.5	105.0
582	LP6848166	3.7	5200	166	48	6.8	110.0
583	LP7548166	3.7	6300	166	48	7.5	124.5
584	LP6550135	3.7	4700	135	50	6.5	93.0
585	LP6050145	3.7	4300	145	50	6.0	86.0
586	LP9051109	3.7	5500	109	51	9.0	102.0
587	LP9551119	3.7	6800	119	51	9.5	125.0
588	LP925572	3.7	4000	72	55	9.2	72.0
589	LP905776	3.7	4000	76	57	9.0	73.0
590	LP5558110	3.7	4100	110	58	5.5	73.0
591	LP6559135	3.7	5300	135	59	6.5	108.5
592	LP956167	3.7	4000	67	61	9.5	75.0
593	LP656194	3.7	4000	94	61	6.5	78.5
594	LP50100100	3.7	4800	100	100	5.0	100.0
595	LP55100100	3.7	5600	100	100	5.5	115.0
596	LP61100100	3.7	6800	100	100	6.1	124.0
597	LP38103122	3.7	4000	122	103	3.8	84.0
598	LP45103122	3.7	5400	122	103	4.5	113.5
599	LP50103122	3.7	6200	122	103	5.0	122.0
600	LP55103122	3.7	6600	122	103	5.5	134.0
601	LP70103122	3.7	8700	122	103	7.0	173.0

Figura 60. Base de datos de baterías

En la figura 60 se muestra una tabla a la que se ha accedido a través de la página web de la empresa “LiPol Battery Co”. Esta empresa suministra celdas de baterías de diferentes tamaños y capacidades, siempre con 3.7 V por celda. A través del análisis de una amplia base de datos en las que se incluyen todas las baterías con su respectivo número de serie, capacidad y dimensiones, se ha obtenido la celda de batería para este proyecto.

Como se lo que se busca es una batería con la máxima capacidad y el menor tamaño, se selecciona de la tabla anterior la celda número 592, número de serie LP956167. Esta celda puede obtener un total de 8000 *mAh*, si se colocan dos celdas en paralelo. Por lo tanto, la configuración final de las baterías será de 3S2P, lo que significa que habrá dos conjuntos de celdas en paralelo con tres celdas cada uno.

La razón por la que estas baterías tienen un tamaño tan reducido es su velocidad de descarga. El valor de esta velocidad de entre 2C y 4C. En el caso de que la velocidad sea igual a 2C, caso en el que la batería ya haya sufrido mucho desgaste, esta será capaz de entregar 16A en una hora o lo que es lo mismo, 32 A en media hora. Con esta intensidad se asegura un comportamiento correcto de los motores pues estos solicitaran una corriente que se estima, alcanzará un valor ente los 15 A y los 30 A en unos 15 minutos.

Tabla 5. Configuración de baterías

	Configuración con una sola batería	Configuración 3S3P
Capacidad	4000 <i>mAh</i>	8000 <i>mAh</i>
Voltaje	3.7 <i>V</i>	11.1 <i>V</i>
Dimensiones	67x65x9.5 <i>mm</i>	67x65x57 <i>mm</i>
Peso	75 <i>g</i>	450 <i>g</i>

Como se deduce de la tabla 5, mediante la observación de la dimensión total del conjunto de celdas, las baterías irán todas unidas. Por lo tanto, para realizar la configuración en serie o en paralelo, se deberá tener en cuenta la conexión que se va a hacer entre las celdas. En cuanto a una conexión en serie se deben conectar las baterías una tras otra, uniendo el polo positivo de una con el polo negativo de la siguiente. Mientras tanto, para realizar la conexión en serie se conectarán los dos bloques de 3 celdas en serie, de manera que quede el polo positivo de un bloque unido al polo positivo del otro bloque y viceversa con los polos negativos.

Si se observa el tamaño de las celdas, se puede comprobar que estas pueden ir instaladas perfectamente en el espacio interior del dron. La profundidad del espacio reservado coincide

exactamente con el ancho de las celdas. Con lo que se puede colocar el bloque ajustándolo en esa dirección. El volumen ocupado es en torno al 60% por lo que quedará suficiente espacio en la cavidad interior para el resto de componentes como son el cableado los variadores y el controlador.

Una vez decidida la configuración final de las baterías se puede proceder a continuar con los cálculos necesarios para obtener el resto de componentes que formaran el conjunto del dron.

16.4 Desarrollo de la elección de componentes.

El siguiente paso va a ser la obtención de los motores, las hélices y los variadores a través de la herramienta de análisis “eCalc”. En este caso, se fijarán los datos ya conocidos, como son la geometría y las baterías. A partir de esas suposiciones, se va a hacer un estudio de diferentes tipos de motor, tres en total, de los que se elegirá uno. Este motor elegido debe ser el que mejores condiciones otorgue a la configuración.

Como ya se ha comentado, el hecho de cambiar cualquier variable, tendrá su respuesta en todo el conjunto, es decir, para calcular el empuje, por ejemplo, no bastará con conocer los datos del motor y de las hélices, sino que además es necesario conocer cómo trabajan las baterías y los variadores.

Para el peso que se debe escribir para que los cálculos sean correctos se debe sumar el peso de la estructura que es de 570 g. Además, como faltan algunos de los accesorios por calcular, como puede ser la cámara, se va hacer una aproximación, diciendo que el peso total del dron sin contar la motorización es de 700g. Con esta aproximación se asegura estar dentro de unos márgenes que permiten realizar un correcto dimensionamiento del prototipo.

Se debe tener en cuenta que los fabricantes de hélices no suministran hélices de cualquier diámetro y paso, por ello, solo se deben introducir valores que sean contrarrestados con el fabricante.

A continuación, se adjunta una tabla para cada configuración en la que se incluyen los parámetros básicos de los componentes elegidos. Dichas tablas se acompañarán de una breve explicación de cada caso. Finalmente, se procederá a la comparación de los casos mediante los indicadores de la página “eCalc”.

Tabla 6. Componentes del modelo I para la configuración

Tipo de motor	Tiger Motor F80
“Kv” del motor	2100 Kv
Corriente del variador	20 A
Diámetro de hélices	8” (203.2 mm)
Paso de hélices	2.7” (68.6 mm)
Peso total del modelo	1635g

La idea principal es comparar motores de distintas potencias, viendo así cual de ellos puede otorgar mejores cualidades a la geometría y baterías ya seleccionadas. Por eso en el primer caso se analizará el comportamiento con un motor de 2100 Kv. Este tipo de motor es considerado de alta potencia pues por cada voltio que se le entregue será capaz de realizar 2100 revoluciones por minuto. El hecho de tener un motor más potente, obliga a que las hélices tengan un tamaño menor. Debido a este factor, las hélices tomadas tendrán un diámetro de 8 pulgadas, mientras que su paso será de 2.7 pulgadas. Finalmente, para la elección del variador se ha elegido uno de 30 A de corriente ya que la tensión máxima del motor es de 22.91 A, y el valor de corriente del variador debe estar siempre por encima del máximo valor, para así evitar futuros problemas.

Tabla 7. Componentes del modelo II para la configuración

Tipo de motor	Turnigy Multistar Elite 2212
“Kv” del motor	1300 Kv
Corriente del variador	30 A

Diámetro de hélices	10" (264 mm)
Paso de hélices	3.8" (96.5 mm)
Peso total del modelo	1660g

En el segundo caso, se ha optado por realizar un análisis sobre un motor de potencia intermedia, de manera que el elegido tiene un valor de 1300 Kv. En este caso, el diámetro de las hélices debe ser mayor con respecto del primer caso, de manera que el motor sea capaz de entregar el empuje necesario para levantar el dron. Al reducirse el número de vueltas, se tiene que aumentar el diámetro para que las hélices sean capaces de empujar la misma cantidad de aire. Para ello, se colocarán hélices de 10 pulgadas de diámetro y 3.8 pulgadas de paso. En cuanto al variador, al igual que en el primer caso, será necesario uno de 30 A ya que el valor máximo de la tensión requerida en la configuración es de 22.02 A.

Tabla 8. Componentes del modelo III para la configuración

Tipo de motor	Tiger Motor Antigravity-Mn-2214
"Kv" del motor	920 Kv
Corriente del variador	20 A
Diámetro de hélices	11" (279.4 mm)
Paso de hélices	4" (101.6 mm)
Peso total del modelo	1700g

En el último caso de estudio, se va a analizar el motor con la menor potencia de los tres. En este caso, el motor tendrá un valor de 920 Kv. Al igual que ocurría en el caso anterior, al reducir la potencia, se debe aumentar el tamaño de las hélices. Por lo tanto, las hélices de este tercer caso tendrán en total 11 pulgadas de diámetro y 4 pulgadas de paso. En cuanto al variador, en este caso, la corriente máxima del circuito es de 15.51 A por lo que con un variador de 20 A será suficiente para que la configuración esté correctamente diseñada.

Un vez se han definido todos los casos de estudio se pueden proceder a comparar los datos obtenidos para cada uno de los casos. Los datos a comparar son el tiempo de vuelo, la relación peso-empuje, la potencia eléctrica máxima, el porcentaje de potencia eléctrica máxima consumida respecto del máximo que soporta la configuración y la eficiencia máxima de la motorización.

Para la elección final de una de las configuraciones, se tendrán en cuenta todos los parámetros previamente citados. La configuración final será la que mejor cumpla con cada uno de estos parámetros, consiguiendo así el resultado más óptimo para este caso.

El tiempo de vuelo es quizás el parámetro más importante de todos los que se van a analizar. Partiendo de que a través del programa se ha podido comprobar que todas las configuraciones son correctas y funcionarán, cuanto mayor sea el tiempo de vuelo, mejores condiciones se estarán consiguiendo para el dron. Mayor tiempo significará mayor cantidad de aplicaciones para el dron.

La relación peso-empuje, como se ha comentado en los cálculos estructurales, debe tener un valor mínimo de dos. Este parámetro relaciona la fuerza total que el dron es capaz de realizar cuando está volando frente al peso del mismo. Un valor alto de este parámetro, significará que a dicha configuración se le podrá aumentar el peso sin que el comportamiento del dron se vea afectado.

En cuanto a la potencia eléctrica de la configuración, se han decidido estudiar dos parámetros. El primero será el valor de la potencia eléctrica máxima de la configuración que se conseguirá cuando el dron este volando al máximo de sus revoluciones. El segundo, la relación entre la potencia máxima consumida y la admitida, refleja el esfuerzo al que están sometidos los motores. En el caso de que esta relación sea muy alta, significará que el motor tiene que trabajar muy cerca de su límite por lo que, con toda seguridad, se llegará a producir un fallo mucho antes que con una configuración con la relación más baja.

La eficiencia muestra el nivel de aprovechamiento de la configuración en general. Por lo tanto, un mayor valor de la eficiencia significará que los componentes de dicha configuración mejor que una con un valor menor de eficiencia.

Tabla 9. Comparación de los modelos para las configuraciones

	Configuración I (2100 Kv)	Configuración II (1300 Kv)	Configuración III (920 Kv)
Tiempo de vuelo (minutos)	16.7 minutos	17.7 minutos	18.5 minutos
Relación peso-empuje	2.3	2.3	1.9
Potencia máxima (W)	232.5 W	229.6.3 W	161.7 W
Relación potencia consumida-potencia admitida	0.484	0.593	0.634
Eficiencia (%)	78.3 %	76.9 %	75.5 %

Finalmente la configuración elegida será la número dos, con motor de 1300 Kv y hélices de 10 pulgadas de diámetro y 3.8 pulgadas de paso. Esta configuración es la más óptima de las tres para este caso.

La configuración 3, aunque es la que más minutos de vuelo otorga con 18.5 minutos, no es la elegida por consideraciones de seguridad.

Para empezar, el valor del empuje obtenido para este tipo de configuración es menor a 2, y aunque el valor de 1.9 podría ser válido ya que es muy próximo al límite, ésta será una de las razones por las que se descartará esta configuración. Además, se debe añadir que esta configuración es la que tiene el valor más alto respecto a la relación de potencia consumida y admitida. Esto significa que es la configuración que más sufre y la que más posibilidades tiene de sufrir un fallo de motor a la larga.



Figura 61. Motor y hélices utilizadas en el modelo

En cuanto a la primera y a la segunda configuración se puede observar que los valores obtenidos para los apartados estudiados son bastante similares. Las dos grandes diferencias se encuentran en la relación de potencia consumida y admitida y el tiempo de vuelo. Respecto a la relación de potencias, es cierto que el valor de la configuración número 1 es menor que el de la configuración número 2, sin embargo, el valor obtenido para la configuración número 2 sigue siendo óptimo para un correcto diseño. En cuanto al tiempo de vuelo, este es el parámetro definitivo que hace que la elección final sea la configuración número 1. El hecho de poder realizar un minuto extra de vuelo, es el factor definitivo pues como ya se ha comentado el tiempo de vuelo máximo es uno de los objetivos principales del diseño.

Respecto a los componentes elegidos cabe destacar que el motor Turnigy Multistar Elite 2212 de 1300 Kv no está ya en el mercado. Por lo tanto el motor seleccionado será un motor de la misma serie Turnigy Multistar Elite, pero con modelo 2370. Este modelo elegido también tiene un valor de 1300 Kv, además de un empuje de 500g aproximadamente, lo que cumplirá perfectamente con este caso. En cuanto a las hélices y los variadores no se necesita hacer ninguna aclaración puesto que estos serán los utilizados para los cálculos.

Finalmente en la figura 62, se muestra un boceto final del dron completo. Se puede observar tanto la estructura completa como los motores y las hélices. El resto de componentes no son visibles debido a que están incluidos en el interior del cuerpo del dron.

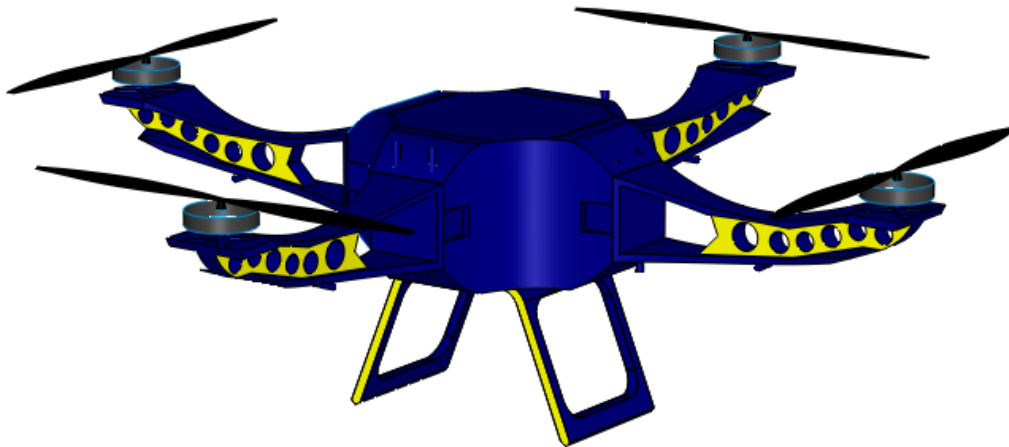


Figura 62. Vista isométrica del dron completo

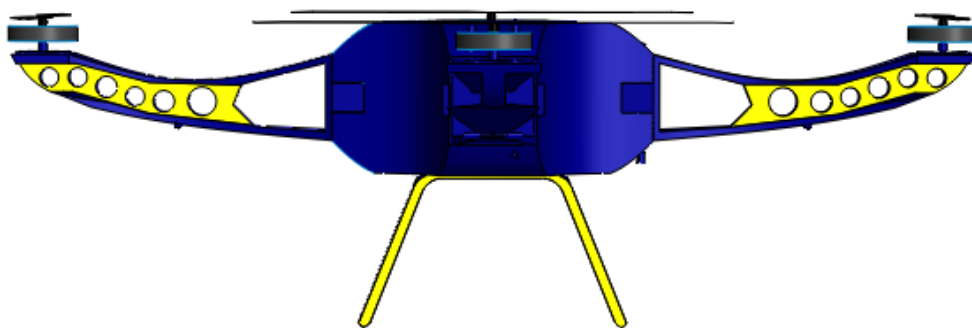


Figura 63. Vista frontal del dron completo

17. Aplicaciones

La aplicación principal del dron será la de grabar y obtener imágenes de calidad en unas condiciones especiales de grabación. Debido a que el dron es un aparato de control remoto y que además tiene una gran versatilidad de movimientos, permite obtener imágenes que en el caso de tener que ser tomadas a por algún operador de cámara sería imposible o podría poner en peligro el riesgo al mismo.

En la tabla 10 se muestran las características de vuelo más importantes obtenidas para el modelo. Como se puede observar, el peso máximo adicional es más del doble del peso del modelo. Esto es debido a que el factor empuje peso es mayor al factor de seguridad marcado, de 2.

Tabla 10. Características de vuelo del dron

Máximo peso adicional	1701 g
Velocidad máxima	43 km/h
Velocidad de trepada máxima	7.6 m/s
Inclinación máxima	60°

Tanto la velocidad de avance como la de trepada del dron son de valores bastante altos. Se supone un trayecto en el que el dron deba ascender 40 m y desplazarse 1 km. El tiempo necesario para este trayecto es de 1 minuto y medio. Teniendo en cuenta que el dron deberá volver al puesto de mando desde el que ha comenzado el vuelo, el tiempo consumido sería de aproximadamente 3 minutos. Dejando aproximadamente 14 minutos restantes de vuelo para la grabación de las imágenes.

Respecto a la máxima inclinación, no se destaca dicho parámetro porque el dron vaya a llegar a dicha inclinación. Sino que se cita puesto que un ángulo tan grande significa que el dron podrá soportar un vuelo estable para casi cualquier situación que se le presente.

Como el objetivo principal es la grabación, es necesario indicar el tipo de cámara que utilizará el dron. Se va a utilizar una videocámara con formato de grabación HD. De esta manera las imágenes obtenidas tendrán la calidad suficiente para el objetivo que se solicita.

El método de unión entre la cámara y el cuerpo será mediante uniones atornilladas entre el soporte de la cámara y la parte inferior del tren de aterrizaje. No ha sido necesario realizar nign tipo de estudio sobre esta unión, ya que este tipo de soportes está diseñado directamente para cumplir la función para la que se requiere en este caso.



Figura 64. Cámara del dron

Se ha podido observar previamente que con las condiciones de vuelo presentadas el dron admite un total de 1701g de carga extra. Además, el espacio entre la base del dron y la superficie, creado mediante el tren de aterrizaje, es de 70x70x6.5 mm. Con estas dimensiones y las de la cámara, que se muestran en al siguiente tabla, se puede comprobar que existe suficiente espacio para albergar la cámara y que el dron realice el vuelo con las características previamente calculadas.

Tabla 11.Datos de la cámara

Dimensiones	56 mm x 40 mm x 43 mm
Peso	65 g
Resolución de video	4k @ 25fps; 2.7K @ 30 fps; 1080p @ 60/30 fps
Duración batería aproximada	30 min

Finalmente, una de las cualidades del diseño de la estructura del dron que merece ser comentada es el hecho de que la misma este formada por distintas partes. Como estas partes están unidas entre si por uniones atornilladas, en el caso de que se produjera por avería o descarga de batería una caída que provocara un impacto contra la superficie, sería facil y más económico la pieza dañada que reemplazar la estructura al completo. Con esto se consigue un gran ahorro respecto a las reparaciones del aparato. Además se evita que el dron quede siniestro, restaurando o sustituyendo únicamente las piezas dañadas se aumentará la durabilidad del mismo.

18. Presupuesto

A continuacion se va a desarrollar un desglose del presupuesto necesario para la produccion de una unidad del dron diseñado. Los precios de cada uno de los componentes se han obtenido a traves de sus suministradores.

Para realizar un correcto analisis del presupuesto se van a hacer 2 supuestos. Cada uno de estos dos supuestos corresponderá a un lote con su respectivo número de unidades. El número de unidades de cada lote será 100 y 1000.

El precio de la producción de las pieza será altamente dependiente de la cantidad del lote que se desea tomar. El precio base de la produccion de un molde y de las respectivas piezas se ha calculado que será aproximadamente tres mil euros. Este precio obviamente se verá incrementado cuanto mayor sea el número de piezas a fabricar, pero este incremento es despreciable respecto al precio base.

Para el ejemplo mostrado en la tabla, se muestra el cálculo del presupuesto para un total de 100 drones. Por lo tanto , para el cálculo del precio de la producción de las piezas se realizará un cociente del precio total entre las 100 unidades previstas.

Además se considerará para las del lote 1000 unidades un descuento de un 5% por componente teniendo en cuenta el incremento del tamaño del lote.

Tabla 12. Presupuestos de producción por dron para lotes de 100 y 1000 unidades

	Unidades	Precio unitario (Producción 100 unidades)	Precio total (Producción 100 unidades)	Precio unitario (Producción 1000 unidades)	Precio total (Producción 1000 unidades)
Motores	4	11,48 €	45,92 €	10,10 €	40,40 €
Variadores	4	8,96 €	35,84 €	8,50 €	34,00 €
Baterías	6	23,18 €	139,08 €	22,02 €	132,12 €
Hélices	4	3,50 €	14,00 €	3,33 €	13,32 €
Controlador	1	22,99 €	22,99 €	21,84 €	21,84 €
Material	700g	4.2€/kg	2,94 €	4.2€/kg	2,94 €
Cámara	1	52.99	52,99 €	50,34 €	50,34 €
Producción	1	138.81	138,81 €	15,51 €	15,51 €
		TOTAL	452,57 €	TOTAL	313.71

Para el cálculo de la producción de las piezas, se debe tener en cuenta el tamaño del lote. Cuanto mayor sea el tamaño del lote mayor será el precio total de la producción. En el caso del lote de 100 unidades el precio total para la producción es de 13881 €, mientras que para el lote de 1000 unidades el precio total es de 15510 €. Conociendo los valores del precio total de la producción de cada uno de los lotes es sencillo obtener los precios por unidad en cada uno de los casos, obteniendo así, 138.81€ por unidad en el caso del lote de 100 unidades y 15.51€ en el caso del lote de 1000 unidades.

Al precio total obtenido para la producción de un dron hay que sumarle el coste debido al diseño del producto. Este coste incluya el sueldo del ingeniero encargado de dicho diseño. Teniendo en cuenta que para la realización de este proyecto se han empleado aproximadamente 300 horas y que el precio por hora trabajada del ingeniero rondará los 35€, se obtiene un precio total de 10500€. Como se está calculando el precio sobre un lote de 100 piezas, el precio del diseño para un solo dron será de 105€.

Finalmente, se deberán tener en cuenta los gastos necesarios debido tanto de almacenaje como de transporte de los distintos componentes. Para ello se realiza una estimación de aproximadamente 150€ para ambas labores por pieza. En la tabla 12 se muestran los precios por pieza finales obtenidos para cada uno de los lotes que se han estudiado.

Tabla 13. Cálculo del precio total por dron

	Precio unitario (Producción 100 unidades)	Precio unitario (Producción 1000 unidades)
Producción	452,57 €	313,71 €
Diseño	105 €	10,50 €
Almacenaje y transporte	150 €	150 €
Total	707,57	474,21

Suponiendo un precio de venta de 900€ se va a realizar un estudio de sobre la inversión necesaria para acometer la fabricación de los lotes ya citados. Para realizar el estudio se van a obtener dos valores, el VAN y el TIR.

Por un lado, el VAN o Valor Actual Neto, permite comparar la inversión inicial necesaria con los posteriores ingresos que esta provoque. En este caso, se considera que la producción de los

drones se puede realizar en un año. Por lo tanto, bastará con obtener la diferencia entre la inversión y los beneficios para obtener el VAN. Cabe destacar que cuanto más alto sea su valor, siempre que sea positivo, mayor seguridad tendremos respecto a la inversión inicial.

Por otro lado, el TIR o Tasa Interna de retorno, representa la rentabilidad de un proyecto. Es obtenido a través del VAN, considerando este igual a 0, el TIR es el interés que hace que esto ocurra. Por lo tanto, cuanto mayor sea el valor mayor será la rentabilidad.

En la tabla 13 se puede observar una comparación entre los dos casos propuestos: el de producir 100 unidades y el de 1000 unidades.

Tabla 14. Comparación de inversiones

	Inversión necesaria (Costes producción/venta)	Precio de venta	VAN (Valor Actual Neto)	TIR (Tasa Interna de retorno) (%)
Lote de 100 unidades	70.757,00 €	90.000,00 €	19.243,00 €	27,19
Lote de 1000 unidades	474.210,00 €	900.000,00 €	423.790,00 €	90,19

Como conclusión, se puede observar que en ambos casos se obtendrían beneficios. Pero conviene resaltar que aunque la inversión requerida para producir 1000 unidades es obviamente muy alta, 473.210€, al repercutir los costes fijos, como el diseño y adquisición del moldes, entre un mayor número de equipos, y al obtener descuentos por la compra de grandes cantidades de materiales para la producción, se conseguirá un menor coste del producto final, por lo que el valor neto alcanzaría la cifra de 426.790 €, con una tasa de retorno del 90,19%.

De todo ello se desprende que a pesar de que se deberá de elegir entre uno u otro caso, dependiendo del capital disponible para la inversión inicial, la rentabilidad final de la producción de las 1000 unidades será la que sin dudar produciría un mayor beneficio.

19. BIBLIOGRAFÍA

Historia De los drones (<http://drones.uv.es/origen-y-desarrollo-de-los-drones/>)

“Pilotos de dron (RPAS)” David Virues Ortega; Ed. Paraninfo

“Cálculo de estructuras por el método de elementos finitos: análisis elástico” Oñate, Eugenio; 1992; cap. 1,2 y 5

“Guía de modelado con el software Abaqus”; Nadia D. Román; 2013 (UTN Santa Fe)

Material. DuPont Minlon 10b40hs1 bk061 product information (PDF)

“Thermoplastics and Thermoplastic Composites: Technical Information for Plastics Users”; Biron M.; 2007

Método de fabricación” apuntes Francisco Blanco Álvarez “Universidad de Oviedo”; “Tema 11. Moldeo por inyección”; 2013

“Tensiones tangenciales debido al esfuerzo de corte “Asdrúbal E. Bottani 2005

“Ciencia de los polímeros”; BilMeyer, Fred W.; Ed. Reverte; 1975

Base de datos de baterías. “ <http://www.lipolbattery.com/lithium%20polymer%20battery.html>

Sistemas automatizados: “Motor eléctrico brushless: Funcionamiento y características”. Bueno, Diego (PDF)

BIBLIOGRAFÍA DE IMÁGENES

Figura 1 “Evoluciones de publicaciones de patentes de dron”. Recuperado de:

(<http://www.ificclaims.com/index.php?page=news&type=view&id=larry-cady-s-blog%2Fhovering-over-the-drone>)

Figura 2 “Funcionamiento de un dron”. Recuperado de:

(<http://www.codrone.viguri.org/es/2014-04-10-17-24-56/noticias-relacionadas/8-nuestro-drone-un-cuadricoptero>)

Figura 3 “Circuito eléctrico”. Recuperado de: (<http://docplayer.es/6815230-Capitulo-iv-comunicacion-del-diseno.html>)

Figura 4 “Dron DJI Inspire 1”. Recuperado de: (<http://store.dji.com/es/product/inspire-1>)

Figura 7. “Cuerpo sólido sometido a cargas y desplazamientos” y Figura 8. “Cuerpo sólido discretizado sometido a cargas y desplazamientos”. Escuela Técnica superior de Ingeniería. Formulación por elementos finitos. Capítulo 5. Recuperado de: (<http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/70238/fichero/Capitulo+5.pdf>)

Figura 48.” Representación de una molécula de amida”. Recuperado de: (fibrasartificiales.blogspot.com)

Figura 49. “Propiedades mecánicas y térmicas del PA66” y Figura 50. “Propiedades generales y de proceso del PA66”: DuPont Minlon 10b40hs1 bk061 product information (PDF)

Figura 51. “Maquinaria utilizada en proceso de inyección por molde”. Francisco Blanco Álvarez “Universidad de Oviedo” “Tema 11. Moldeo por inyección” 2013

Figura 52. “Esquema de partes de un motor brushless” y Figura 53. “Circuito eléctrico en el interior de un motor brushless”: Sistemas automatizados: “Motor eléctrico brushless: Funcionamiento y características”. Diego Bueno (PDF)

Figura 55. Conexión de variador con BEC. Recuperado de: (www.zonacrawling.com)

Figura 56 “Baterías en serie” y Figura 57 “Baterías en paralelo”. Recuperado de: (www.sapiensman.com)

Figura 58 “Muestra de paso de hélice”. Recuperado de: (www.pasionporvolar.com)

Figura 60 “Base de datos de baterías”. Recuperado de:

(<http://www.lipolbattery.com/lipo%20battery.html>)

Figura 61 “Motor y Hélices utilizadas en el modelo”. Recuperado de: (<http://hobbyking.com> y

<http://mundodron.net>)

Figura 64 “Cámara del dron”. Recuperado de: (<http://www.gearbest.com>)